

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PISA

Facoltà di Ingegneria
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

PROGETTO E MESSA A PUNTO DI UN BANCO PROVA PER
LA VERIFICA DELLE CARATTERISTICHE DI SICUREZZA DI
UN VELIVOLO UAV



Relatori:

Prof. Carlo Casarosa

Prof. Giovanni Mengali

Prof. Roberto Galatolo

Laureando:

Adriano Spadoni

ANNO ACCADEMICO 2004-2005

*A tutti coloro che troppo presto
ci hanno lasciato*

SOMMARIO

La presente tesi si inserisce nell'attività di ricerca denominata "Progetto SCAUT" (Sistema di Controllo AUTomatico del Territorio) che il DIA (Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale) e il DIASP (Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e SPaziale del Politecnico di Torino) hanno intrapreso al fine di verificare la possibilità di realizzare un sistema di controllo del territorio adatto ad operare in scenari civili, basato sull'impiego di velivoli non abitati (UAV - *Unmanned Aerial Vehicle*). Lo scopo di questo lavoro è stato quello di sviluppare una serie di autopiloti e un sistema di navigazione, che si interfaccia con l'utente tramite una mappa interattiva, ad integrazione di un preesistente banco prova che viene già utilizzato come simulatore in tempo reale dedicato a questa classe di velivoli, sia a scopo di ricerca nel campo della sperimentazione dei sistemi di bordo (specifici per gli UAV) sia per l'addestramento dei piloti.

Ringraziamenti

È mio desiderio ringraziare tutte le persone che hanno collaborato alla realizzazione di questo lavoro di tesi. In modo particolare vorrei porgere i miei più sentiti ringraziamenti al Prof. C. Casarosa, al Prof. G. Mengali ed al Prof. R. Galatolo per i consigli che mi hanno dato, per la disponibilità dimostrata e per la gentilezza che hanno sempre avuto nei miei riguardi. Un ringraziamento lo vorrei porgere anche all'Ing. A. Quarta per la gentilezza e la correttezza dimostrate nel mio periodo di permanenza all'interno del Laboratorio di Meccanica del Volo.

Vorrei dare anche un grande ringraziamento all'Ing. M. Pisani ed a Gabriele, perché senza il loro aiuto il Banco Prova non sarebbe così com'è adesso, ma soprattutto per la loro simpatia e gentilezza.

È per me poi un onere ed un onore ringraziare e salutare tutti i ragazzi conosciuti sia del Laboratorio di Meccanica del Volo sia del Laboratorio Fly-by-Wire con cui ho passato dei magnifici momenti nelle varie pause caffè. Grazie a loro sono riuscito a fare una risata anche in quei giorni in cui tutto sembra andare nel verso storto. Un saluto particolare va all'Ing. R. Del Corso ed all'Ing. L. Fabbriotti, che sono stati coloro che mi hanno istruito sul funzionamento del Banco Prova. Passiamo adesso alla parte più difficile dei miei ringraziamenti, ovvero quella che riguarda amici e parenti e questo perché ho almeno mille motivi per ringraziare tutti quelli che conosco e perciò ho il terrore di dimenticare qualcuno o di non riuscire a dimostrargli quanto abbia apprezzato ed ancora apprezzi il loro affetto.

Desidero quindi iniziare con i miei amici dell'Università, quelli che i casi della mi hanno fatto incontrare ed a cui ho imparato a voler bene.

Un grazie a Martina (o dovrei dire l'Ing. Chiaramonti), che non ho menzionato prima perché la considero veramente un'amica e non una del Laboratorio e perché per la gentilezza e la carineria (nonché per le sue svariate amiche) meritava un saluto a parte.

Alla signorina Francesca, che è riuscita a conquistare un posto particolare tra le mie amicizie grazie alle mille cartoline spedite ogni anno dai suoi luoghi di villeggiatura.

A Roberta che, pur tra mille crisi di panico pre esame o pre laurea o prima di qualunque cosa, ha sempre trovato un momento per un sorriso, che non è una cosa che si trovi in ogni persona.

A Lapo, al Vate dell'Aula Studio un ringraziamento per le poesie, per lo spirito, ma soprattutto per la Vernaccia con cui ha irrorato le varie serate tra compagni di studio, a cui in verità non sono stato spesso presente.

A Mirco Simoni, che per primo mi ha fatto scoprire la gente di Livorno e la livornesità in genere. Un grazie particolare anche per avermi fatto assistere ad una delle scene madri più intense della storia del cinema.

A Paolo, un altro del gruppo dei livornesi con cui ho studiato, mangiato, riso ma soprattutto giocato a Peppa.

A Francesco, degno compare di Paolo, anche lui proveniente dalla città di Labrone, nonché mio valido avversario in partite ai videogiochi. Grazie a lui sono sempre riuscito a distrarmi dai problemi dello studio.

A Marco Pelagatti, l'altro poeta della comitiva. Casa sua era il luogo deputato alle feste, alle cena ed alla baldoria in generale e lui mai si è tirato indietro.

A Mirco Bagni ed i suoi modellini, al Signori, o Bialetti, ed al Pagni, il celerino senese, per il famigerato progetto del carrello del G-222.

A Gabriele Fantoni, meglio noto come Magellano, per aver sempre fatto parte del tavolo della Peppa.

Un grazie a Fabio per la sua amicizia, la disponibilità di ospitarci a pranzo e per essere l'unico pugliese ad avere l'accento toscano.

Ad Elena, che ha un cuore da gigante nonostante la natura l'abbia dotata di un fisico quasi da pigmea.

A Dario, un grazie per la calma che trasmette e per le discussioni di calcio.

A Luca un grazie perché era con me negli ultimi mesi di studio, un'estate che non dimenticherò mai e perché mi ha sempre dato manforte.

A Marco Boni, uno splendido collega di lavoro, oltre ad essere un buon amico, con cui ho condiviso le fatiche di svariati progetti, ma anche le gioie dei risultati. Un grazie doveroso va anche alla sua Stella per averci sopportato in quei periodi di stress.

È giunto adesso il momento di ringraziare tutti i miei amici di una vita. Mi riferisco ad Alessandra e Vania, con cui ho anche condiviso molti anni di viaggi sul treno, al Meni, Cecco, Simone, Luca e Silvia, il Pela, Yuri, il Melo e lo Zipa, il Bulle, il Bendi, i fratelli Luca ed Andrea Rosellini che riescono a sopportarmi benché oramai siano anni che mi conoscono.

Un grazie particolare va a quelli che sono con me cresciuti. Andrea Iacopini, un amico su cui ho sempre potuto fare affidamento e che purtroppo è venuto a mancare poche settimane fa. Maurizio, Emanuel, Sandro, Alessandro e Raffaello, questi sono gli amici con cui sono cresciuto e, nonostante abbiamo visto sia i nostri lati migliori sia quelli peggiori, a cui affiderei anche la mia vita. Devo adesso ringraziare tutti i miei parenti, che mi hanno sempre appoggiato durante questo percorso universitario e quindi grazie ai miei cugini Katia, Federico, Davide, Daniele, Giada, Denise, Ambra e Consuelo, Matteo, Gaia e Gemma.

Ai miei zii: Guido e Carla, Dusca e Massimo, Verena e Piero, Roberta e Massimo, Monica, Cristina e Roberto.

Un grande abbraccio a mia nonna Ilva, per avermi tenuto a casa sua quando ero piccolo ed i miei erano a lavoro. Un grazie a mia nonna Quartina, che ho conosciuto poco, ed ai miei nonni Attilio e Marino, cui ho sempre voluto un gran bene e mi dispiace non siano più con noi per festeggiare questo giorno.

Infine la parte sicuramente più complicata e cioè il ringraziamento dei miei familiari, perché ho talmente tanti motivi per cui essergli grato che rischio di lasciarne indietro qualcuno. Il primo grazie lo devo fare a mio fratello per avermi sopportato fino da quando è nato e per essere diventato il migliore dei fratelli che potessi sperare di avere, sin da quando mia madre mi disse di aspettare un fratellino.

Il ringraziamento più grande va però senza dubbio a mio padre Alberto ed a mia madre Diva, senza cui non sarei arrivato dove oggi sono. Vi voglio ringraziare per avermi voluto sempre bene, nonostante tutti le paure e le preoccupazioni che vi posso aver dato; grazie al vostro appoggio sono riuscito ad andare avanti anche nei momenti di sconforto. Forse a volte non sono proprio il figlio che vi meritereste, ma sicuramente un domani vorrei riuscire ad essere un genitore in gamba come voi.

Elenco dei Simboli

$1/T_e$	Zero elettronico del controllore proporzionale derivativo del sistema autopilota della quota
α	Angolo di incidenza
α_{TRIM}	Angolo di incidenza del velivolo nelle condizioni di <i>trim</i>
AR	Allungamento alare
β	Angolo di derapata
δ_e	Angolo di deflessione dell'equilibratore
δ_a	Angolo di deflessione degli alettoni
δ_r	Angolo di deflessione del timone
γ	Pendenza della traiettoria del velivolo
ρ	Densità dell'aria alla quota considerata
ρ_0	Densità dell'aria a livello del mare
φ	Angolo di rollio
θ	Angolo di beccheggio
ψ	Angolo di prua
η	Angolo di rotta
b	Aperta alare
c	Corda media aerodinamica
$C_{L,D,Y}$	Coefficienti aerodinamici di forza del velivolo
$C_{l,m,n}$	Coefficienti aerodinamici di momento del velivolo
cg	Posizione del baricentro (rispetto al centro aerodinamico)
L	Portanza complessiva del velivolo
p,q,r	Componenti della velocità angolare della terna solidale al velivolo (assi corpo)
q_d	Pressione dinamica
T	Spinta prodotta dal motore
T_{rif}	Temperatura alla quota di volo (in gradi Kelvin)
T_{sl}	Temperatura a livello del mare (in gradi Kelvin)
V	Velocità del velivolo
V_{IAS}	Velocità indicata del velivolo (<i>Indicated Air Speed</i>)
V_z	Velocità verticale del velivolo

W	Peso del velivolo
W_{trim}	Peso del velivolo nelle condizioni di <i>trim</i>
W_{TO}	Peso del velivolo al decollo
A	Latitudine a cui si trova il velivolo
λ	Longitudine a cui si trova il velivolo
A_0	Latitudine dell'aeroporto di partenza
λ_0	Longitudine dell'aeroporto di partenza
Δs_N	Spostamento del velivolo in direzione Nord
Δs_E	Spostamento del velivolo in direzione Est
RMT	Raggio Medio Terrestre
V_{SUOLO}	Velocità del velivolo rispetto al suolo
V_N	Velocità del velivolo in direzione Nord rispetto agli assi verticali locali
V_E	Velocità del velivolo in direzione Est rispetto agli assi verticali locali
$\Delta \nu$	Variazione di frequenza del segnale del radio altimetro
ν	Frequenza originale del segnale del radio altimetro
ve	Velocità dell'emettitore del segnale
V	Velocità del fronte d'onda
CAS	Velocità calibrata del velivolo (<i>Calibrated Air Speed</i>)
GSP	Velocità rispetto al suolo (<i>Ground Speed</i>) (in nodi)
a_z	Accelerazione verticale del velivolo
$F_{x,y,zcarr}$	Componenti delle forze introdotte dal carrello
X_{NLG}	Distanza dal baricentro del carrello anteriore lungo l'asse x corpo
X_{LG}	Distanza dal baricentro del carrello principale lungo l'asse x corpo
p	Pressione atmosferica standard alla quota considerata (in Pascal)
p_0	Pressione atmosferica standard a livello del mare (in Pascal)

Indice

SOMMARIO.....	III
RINGRAZIAMENTI	IV
ELENCO DEI SIMBOLI.....	VII
INDICE.....	IX
PARTE I DESCRIZIONE GENERALE.....	XI
1 INTRODUZIONE.....	12
1.1 POSSIBILI CAMPI DI IMPIEGO DELL'UAV	12
1.2 IL PROGETTO SCAUT	12
1.3 I CONTRIBUTI DI QUESTO LAVORO	13
1.4 ORGANIZZAZIONE DELLA TESI.....	13
2 ARCHITETTURA DEL BANCO PROVA	15
2.1 GENERALITÀ	15
2.2 MODIFICHE APPORTATE AL BANCO PROVA	16
2.3 STRUTTURA DEL BANCO PROVA	19
2.4 LA SIMULAZIONE IN TEMPO REALE	20
PARTE II MODIFICHE AL BANCO PROVA.....	23
3 IL SIMULATORE	24
3.1 GENERALITÀ	24
3.2 MODIFICHE APPORTATE AL SIMULATORE.....	24
3.2.1 Creazione del Blocco di Simulazione del GPS	32
3.2.2 Modifiche al Simulatore introdotte dal GPS.....	46
3.2.3 Creazione del Blocco del Carrello	49
3.2.4 Modifiche al Simulatore dovute al Blocco del Carrello	65
4 IL FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM	72
4.1 GENERALITÀ	72
4.2 LE APPARECCHIATURE DEL FMS	73
4.3 MODIFICHE APPORTATE AL SOFTWARE FMS.....	76
4.3.1 Il Sottosistema Dati Aria	84
4.4 AGGIORNAMENTO DEGLI AUTOPILOTI	97
4.4.1 Sistema di Aumento della Stabilità Pitch Damper.....	98
4.4.2 Autopilota della Velocità Indicata.....	99
4.4.3 Autopilota della Velocità Verticale.....	104
4.4.4 Sistema di Aumento della Stabilità Yaw Damper	108
4.4.5 Autopilota dell'Angolo di Prua.....	110
4.4.6 Autopilota dell'Angolo di Rotta	114
4.4.7 Autopilota del Circling	118
4.4.8 Riepilogo delle Modifiche Apportate	122
4.5 INDIVIDUAZIONE DEI GUASTI	122
5 IL COMPUTER INSTRUMENTS.....	126
5.1 GENERALITÀ	126
5.2 DESCRIZIONE DEL PANNELLO STRUMENTI	126
5.2.1 Volo Automatico	128
5.2.2 Strumenti della Situazione di Volo.....	128

5.2.3	Indicatori Generici	129
5.3	MODIFICHE AL PANNELLO STRUMENTI	130
6	IL COMPUTER MAPS.....	131
6.1	GENERALITÀ	131
6.2	IL PANNELLO MAPPA INTERATTIVA	131
6.2.1	La Mappa.....	133
6.2.2	La Pulsantiera dei Comandi.....	133
6.3	CONFRONTO TRA I PANNELLI	135
7	VISUAL E JOYSTICK	136
7.1	GENERALITÀ	136
7.2	IL VISUAL.....	136
7.3	IL JOYSTICK	137
8	IL MODELLO DELL’UAV-SCAUT	140
8.1	GENERALITÀ	140
8.2	COLLEGAMENTI CON I SERVOCOMANDI	141
9	CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI.....	143
9.1	CONCLUSIONI.....	143
9.2	SVILUPPI FUTURI.....	145
	APPENDICI.....	148
	APPENDICE A PROCEDURE.....	149
A.1	PROCEDURA DI IMPOSTAZIONE DI “XPC TARGET” PER LA COMPILAZIONE DI IN MODELLO SIMULINK™	150
A.2	PROCEDURA PER LA CREAZIONE DI UN DISCO DI AVVIO	154
A.3	PROCEDURA DI AVVIO DEL BANCO PROVA	155
	APPENDICE B IMPOSTAZIONE DELLA RETE LOCALE.....	157
B.1	LA RETE LOCALE LAN.....	158
	APPENDICE C IL SOTTOSISTEMA DEI DATI ARIA	160
C.1	LE EQUAZIONI DELL’ATMOSFERA STANDARD	161
C.2	SCHEMA DEI DATI ARIA	162
	APPENDICE D IL SOTTOSISTEMA DI GESTIONE DEI GUASTI.....	164
D.1	MODIFICHE ALLO FMS.....	165
	APPENDICE E IL SOTTOSISTEMA AUTOPILOTI.....	168
E.1	LO SCHEMA DEL SOTTOSISTEMA AUTOPILOTI.....	169
E.2	LA NAVIGAZIONE A WAYPOINT.....	170
	APPENDICE F DIAGRAMMA DEL NUOVO PANNELLO STRUMENTI.....	172
	BIBLIOGRAFIA	174
	ELENCO DELLE FIGURE	175
	ELENCO DELLE TABELLE.....	178

Parte I

Descrizione Generale

1 Introduzione

1.1 Possibili campi di impiego dell'UAV

Gli avvenimenti bellici di questi ultimi anni hanno dimostrato le potenzialità ed anche la necessità, al fine di ridurre il numero di perdite umane, di sistemi di ricognizione e/o osservazione del territorio basati su velivoli privi di pilota a bordo, capaci di effettuare navigazione autonoma e/o pilotata da terra ed in grado di trasmettere in tempo reale i dati rilevati.

Il campo di impiego dei velivoli non abitati (UAV - *Unmanned Aerial Vehicle*) non è confinato però solamente a quello militare, ma potrebbe trovare applicazioni concrete in molte delle attività che richiedano un controllo del territorio, tra cui ad esempio l'agricoltura, la geologia, l'oceanografia e la protezione civile. Gli UAV potrebbero diventare insostituibili qualora le predette attività si dovessero svolgere in ambienti ostili al punto da impedire l'uso di velivoli abitati.

1.2 Il progetto SCAUT

L'impiego di velivoli di tipo UAV in scenari prevalentemente civili è l'oggetto dell'attività di ricerca condotta dal DIA (Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale) dell'Università degli Studi di Pisa, volta a realizzare un sistema di controllo del territorio, denominata "Progetto SCAUT" (Sistema di Controllo AUtomatico del Territorio) [1], [2], [3], [4] e [5].

La configurazione individuata nell'ambito del "Progetto SCAUT" si colloca in una categoria che, per dimensioni, prestazioni e carico pagante (inteso come peso di strumentazioni e sensori specifici per lo svolgimento di una determinata missione) risulta essere quella maggiormente utilizzata nelle molteplici attività di ricerca e di controllo del territorio che vedono impegnate queste particolari macchine.

1.3 I contributi di questo lavoro

Questo lavoro di tesi si colloca nell'ambito del progetto SCAUT descritto al §1.2.

Descrive la validazione dei risultati di tutti i lavori precedenti e le modifiche fisiche ed a livello di *software* apportate all'intero Simulatore di Volo, nonché del lavoro svolto per eseguire il collegamento tra FMS (Flight Management System) ed il modello dell'UAV-SCAUT, che adesso è disponibile presso il Laboratorio di Meccanica del Volo del DIA.

Tutti i precedenti lavori di tesi e le esperienze di ricerca, svolte presso il Laboratorio di Meccanica del Volo, utilizzavano il pacchetto *Simulink*TM appartenente al programma *Matlab*TM e quindi anche per questo lavoro è stata seguita questa strada per la realizzazione dei modelli dei componenti che in modo effettivo eseguono la simulazione. Adottare tale ambiente di lavoro permette di soddisfare alcuni importanti requisiti. Il primo di questi è rappresentato dalla flessibilità del sistema, che deve essere facilmente riconfigurabile per essere in grado di riprodurre, senza grosse difficoltà, le dinamiche di differenti tipologie di velivoli. Un secondo requisito è quello economico del contenimento dei costi, che colloca il banco prova nella categoria dei simulatori a basso costo.

Questa scelta inoltre permette di compilare i modelli in linguaggio C così da ottenere *file*, eseguibili in modo completamente automatico, da utilizzare per simulazioni in tempo reale.

Per effettuare modifiche e sviluppo delle interfacce grafiche con l'utente è stato poi utilizzato il software *Labview*TM della *National Instruments*TM.

Lo sviluppo del banco prova ha richiesto, in precedenti lavori, la creazione di una rete di calcolatori con una configurazione di tipo *host/client* in cui ogni macchina invia e riceve informazioni: quest'ultimo è un ulteriore aspetto che ha condizionato la scelta dei pacchetti software con cui sono stati modellati i vari componenti del banco.

1.4 Organizzazione della tesi

Il presente lavoro è organizzato nel modo seguente:

- Il Capitolo 2 è dedicato alla descrizione dell'architettura del banco prova, con particolare riferimento al modo in cui le informazioni sono gestite all'interno della rete locale dal *software* di simulazione ed alle modifiche apportate rispetto ai lavori precedenti.
- Il Capitolo 3 spiega la funzione di *Sim*, analizza in maniera dettagliata le parti nuove e descrive le scelte ed i procedimenti che hanno portato alla loro realizzazione. Mostra inoltre come la struttura sia stata prima generata, in ambiente *Simulink*[™], e poi connessa alla parte preesistente del Simulatore.
- Il Capitolo 4 tratta della funzione di *FMS* e ne descrive le modifiche seguite all'aggiornamento del Simulatore e dei sistemi fisicamente presenti sul modello dell'UAV-SCAUT. Particolare attenzione sarà posta alle modifiche degli autopiloti. Saranno quindi mostrati i vari blocchi *Simulink*[™] delle parti modificate.
- Il Capitolo 5 verte sulla funzione di *Instruments* e descrive le modifiche apportate e le scelte che hanno portato a queste. Saranno poi illustrati i diagrammi *Labview*[™] che generano il pannello.
- Il Capitolo 6 tratta della funzione di *Maps* e descrive le novità introdotte dal nuovo computer. Saranno mostrate le diverse possibilità di scelta ed i diagrammi *Labview*[™] che generano il pannello.
- Il Capitolo 7 descrive brevemente le novità, a livello hardware e software, presenti su *Joystick* e *Visual*.
- Il Capitolo 8 mostra la configurazione dell'UAV-SCAUT ed i collegamenti effettuati per unire al modello del velivolo i sistemi di attuazione e di acquisizione dei dati dall'esterno.
- Nel Capitolo 9 sono riassunte le conclusioni e sono delineati i possibili sviluppi futuri.

Per le informazioni tecniche, riguardanti la sequenza di operazioni da effettuare da parte dell'utente per un corretto funzionamento del banco prova, si rimanda alle Appendici.

2 Architettura del banco prova

2.1 Generalità

La configurazione generale di ogni sistema UAV completo è composta dal velivolo vero e proprio e dalla stazione di terra o *Ground Control Station* (GCS), come schematizzato in Figura 2.1. A bordo del velivolo è presente il *Flight Management System* (FMS), inteso come il computer di bordo che, utilizzando un insieme di sistemi durante le fasi del volo non controllate dal pilota a terra, riesca a svolgere le funzioni di controllo automatico del volo, di controllo della navigazione e di analisi di possibili avarie a bordo con conseguente modifica della missione od interruzione della medesima.

La stazione di terra è costituita da un gruppo di calcolatori per mezzo dei quali è visualizzato lo stato dell'intero sistema e con cui viene pilotato il velivolo. Le due parti dialogano tramite un apposito sistema di invio e ricezione dei segnali (denominato *uplink-downlink*) basato principalmente su onde radio. Allo stato attuale delle cose, visto che il sistema non è ancora completamente operativo, il sistema di scambio dei dati avviene per mezzo di connessione *ethernet*.

Il banco prova simula in tempo reale il sistema UAV completo. Esso è costituito dalle due seguenti parti principali:

1. Il modello del Simulatore dell'UAV-SCAUT ed il modello del FMS.
2. La *Ground Control Station*.

Entrambi i componenti sono in grado di dialogare tra loro.

Il Simulatore trasmette i segnali dei sensori del velivolo al FMS che provvede ad elaborarli per espletare le proprie funzioni. La GCS del banco prova gestisce i segnali di controllo del volo e di programmazione della missione da trasmettere all'UAV.

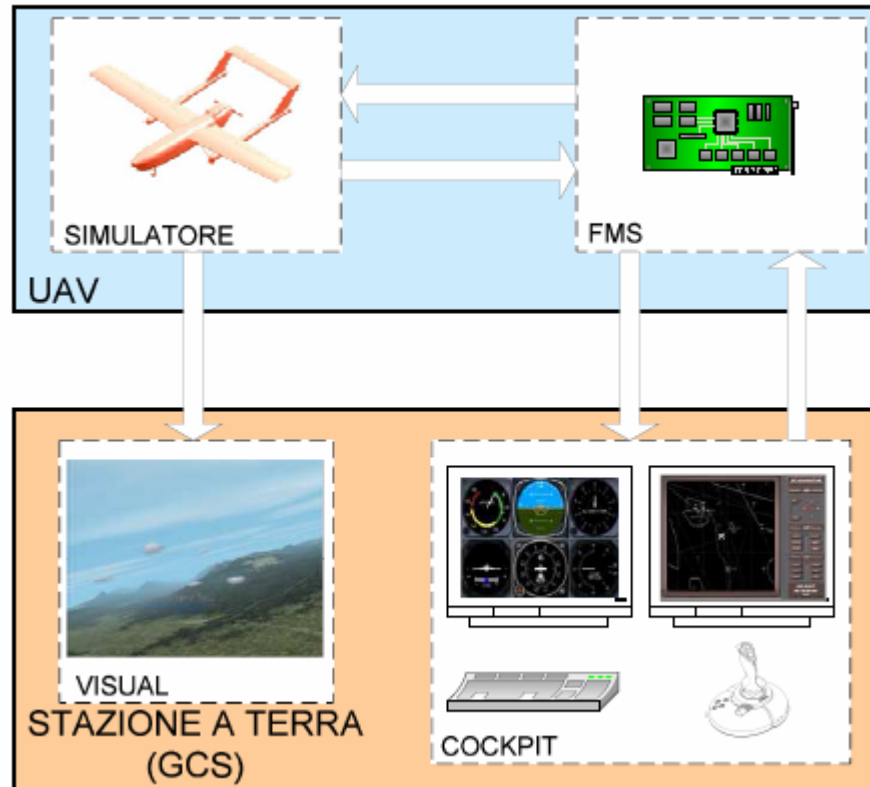


Figura 2.1 - Schema generale del Banco Prova

Visualizza inoltre sia lo stato della strumentazione di volo, dei sistemi di bordo e della posizione sulla mappa tramite segnali provenienti dal FMS, sia lo scenario esterno (*Visual*), grazie ai segnali ricevuti direttamente dal Simulatore.

2.2 Modifiche Apportate al Banco Prova

Durante questo lavoro è stato deciso di separare il banco prova da tutti gli altri calcolatori presenti nel Laboratorio di Meccanica del Volo. Lo scopo era quello di aumentare al massimo il numero di calcolatori dedicati, in modo da sveltire la simulazione, ma al tempo stesso di ridurre al minimo il numero delle periferiche utilizzate, mettendone alcune in comune tra più calcolatori, così da contenere i costi. È stato perciò creato un rack, contenente FMS, Simulatore e CGS, che è un giusto compromesso tra l'aspetto prestazionale e quello economico. La

Figura 2.2 mostra la composizione del rack e quali siano le periferiche utilizzate da più calcolatori.

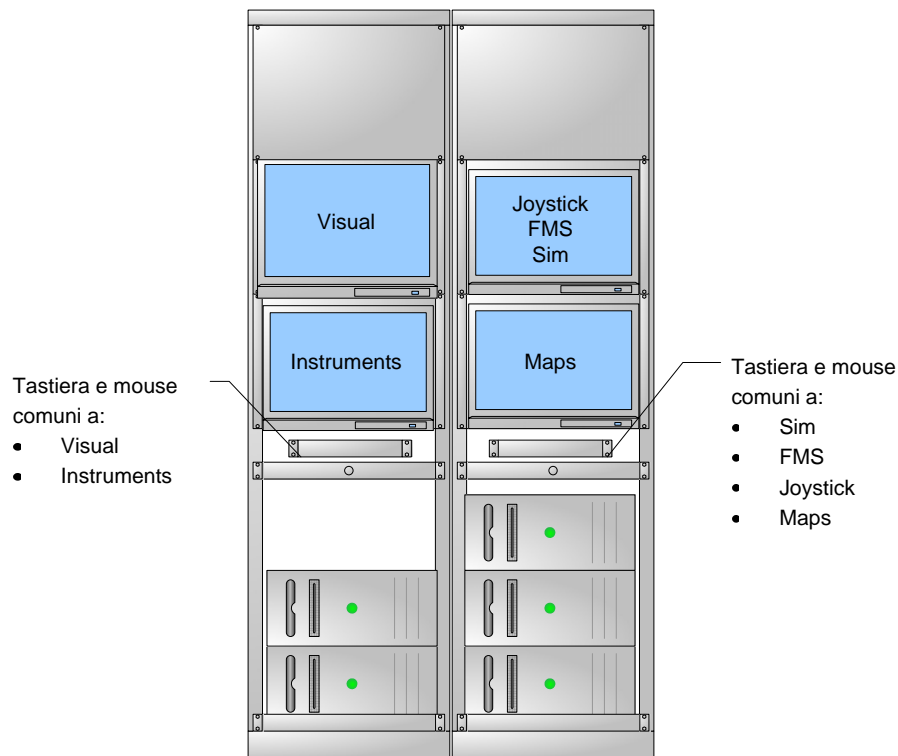


Figura 2.2 – Composizione del rack del Banco Prova

È possibile passare dall'uso di un calcolatore ad un altro utilizzando direttamente i due *Switch* presenti dietro ai monitor oppure per mezzo di una combinazione di tasti. Rispetto alla configurazione originale adesso è stato aggiunto un calcolatore, perché per aumentare le prestazioni del banco prova, è stato deciso di dividere la mappa dalla strumentazione e spostarla su un calcolatore dedicato. Nella Figura 2.3 è mostrata la rete di scambio dei dati tra i vari calcolatori. Come si può notare le modifiche apportate hanno reso alcuni calcolatori ancora più interconnessi al sistema, mentre altri sono dei semplici terminali.

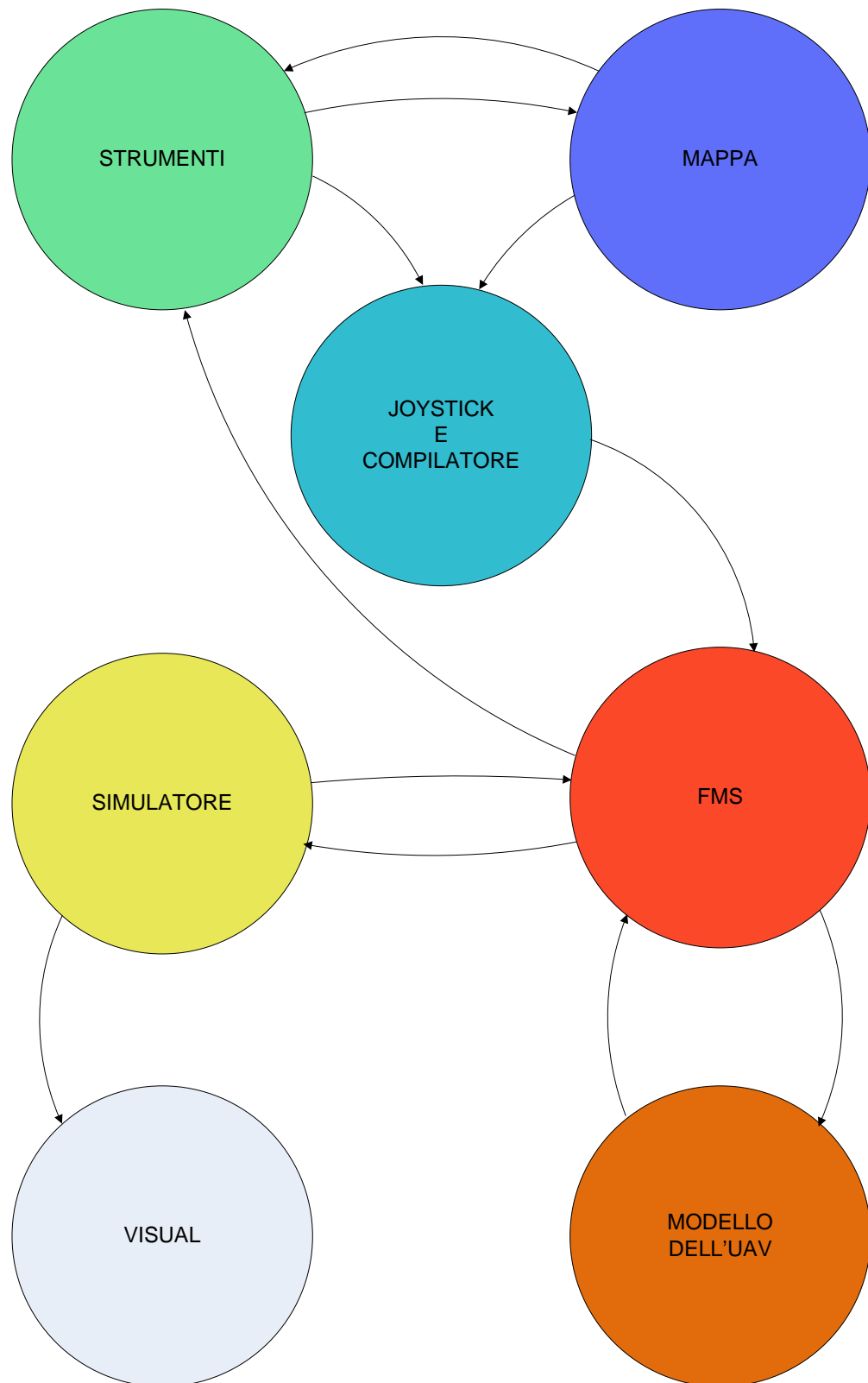


Figura 2.3 - Schema del flusso di dati nel banco prova

2.3 Struttura del banco prova

Lo schema generale della rete locale realizzata presso il Laboratorio di Meccanica del Volo del DIA è descritta nella Figura 2.4.

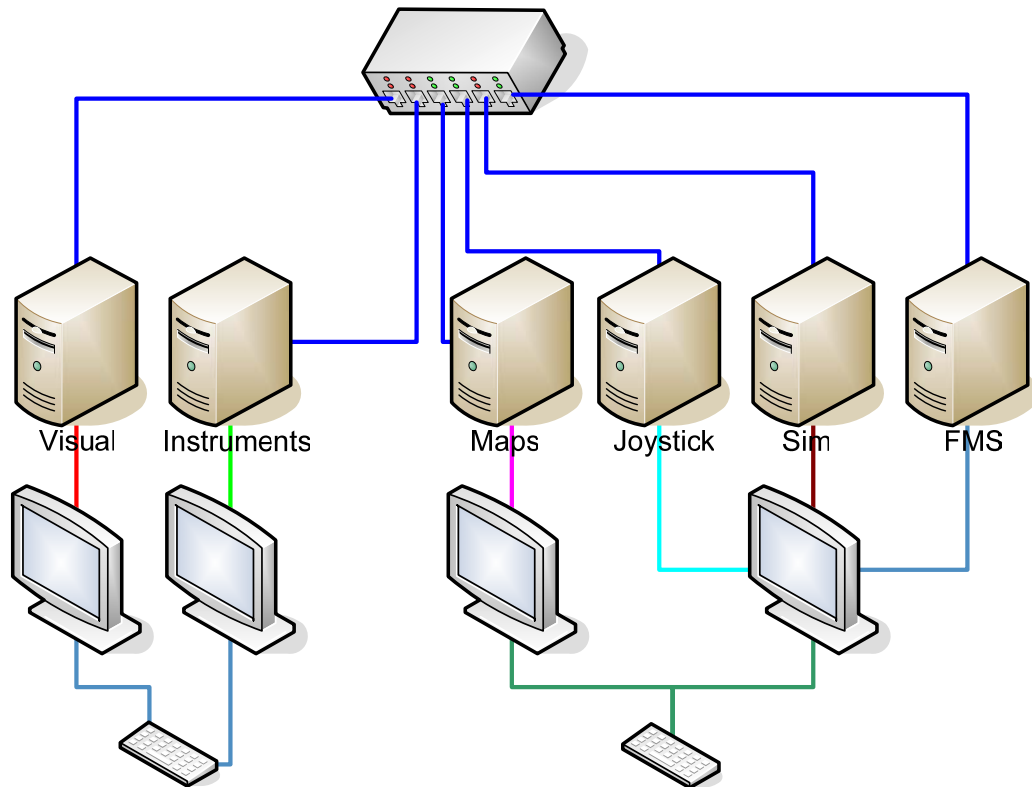


Figura 2.4 - Schema generale della rete locale del Banco Prova

Su Sim è caricato il software che costituisce il Simulatore di Volo. La simulazione è attivata mediante apposito floppy disk di avvio (*boot disk*) ed esegue in tempo reale il *file* compilato in linguaggio C corrispondente al modello *Simulink*TM chiamato Simulatore.

Il calcolatore chiamato FMS simula, come dice il nome stesso, allo stesso modo il FMS, ma acquisisce anche i dati provenienti dagli attuatori e dal tubo di Pitot. È attivato mediante memoria flash che ha la stessa funzione del *boot disk* per Sim; lavora in tempo reale ed esegue il compilato in linguaggio C riguardante il modello *Simulink*TM di FMS.

Instruments è dedicato alla rappresentazione della strumentazione di bordo. Lavora in ambiente *Microsoft Windows*TM ed esegue il *file Labview*TM

corrispondente al Pannello Strumenti (*file* Pannello.vi). In seguito alla creazione del rack, *Instruments* utilizza uno schermo più grande, consentendo una migliore visualizzazione degli strumenti ed una più agevole interazione con questi ultimi da parte dell'utente tramite mouse e tastiera.

Maps è il nuovo calcolatore aggiunto con la creazione del rack ed è dedicato alla rappresentazione della mappa interattiva. Lavora in ambiente *Microsoft Windows*[™] ed esegue il *file Labview*[™] corrispondente al Pannello Mappa (*file* Solo_Mappa.vi). In questo modo è stato raggiunto l'obiettivo di aumentare la velocità di simulazione ed anche una maggiore fluidità nella visualizzazione.

Visual ha il compito di generare lo scenario esterno, ottenuto interfacciando il Simulatore al *software Microsoft Flight Simulator 2002*[™]. La visualizzazione è possibile tramite monitor o, in alternativa, collegando *Visual* ad un proiettore LCD per una visione più estesa e reale degli scenari virtuali.

Joystick consente il pilotaggio del velivolo tramite joystick e rappresenta l'interfaccia tra uomo e velivolo.

Tutti i PC sono corredati di schede *ethernet* e lo scambio di informazioni è gestito da un apposito *ethernet bus*. Si fa notare che la compilazione e l'uso dei compilati in linguaggio C del Simulatore e di FMS all'interno della rete locale non sono possibili usando schede *ethernet* generiche, ma sono necessari modelli provvisti di chip I82559, per Sim, oppure NE2000, per FMS.

2.4 La simulazione in tempo reale

Per eseguire la simulazione in tempo reale si utilizzano *file* compilati in linguaggio C su macchine avviate con apposito disco di avvio. Ciò discende dalla logica di funzionamento di *xPC Target*, che è un *toolbox* di *Matlab*[™] dedicato all'esecuzione di modelli in tempo reale. In questo paragrafo sarà fatta un'analisi concettuale della procedura di compilazione ed esecuzione dei modelli.

Per prima cosa bisogna ricordare che per utilizzare *xPC Target* è necessario avere a disposizione due macchine connesse in rete locale, che avranno due funzioni diverse:

- La prima funziona da “sorgente” del modello. Su essa è realizzato il modello *Simulink*TM corrispondente al sistema reale e serve anche per creare il disco di avvio (*boot disk*) per l'altra macchina.
- La seconda ha la funzione di “obiettivo” (*target*) per i *file* compilati ed esegue la vera e propria simulazione in tempo reale.

Una volta avviato un *loader*, si procede alla compilazione del modello *Simulink*TM sulla sorgente, che a tal fine deve disporre di un software di compilazione in linguaggio C installato, gestendola direttamente in ambiente *Simulink*TM.

Al termine della compilazione, *Simulink*TM/*xPC Target* invia automaticamente il *file* eseguibile al secondo PC, dove la simulazione sarà eseguita in tempo reale. Per poter compiere tutte queste operazioni è necessario che sul secondo calcolatore sia installata una scheda di acquisizione riconosciuta da *xPC Target*. Una volta che i compilati sono stati caricati sui loro calcolatori di destinazione, è possibile eseguire la simulazione in tempo reale, gestendola sia direttamente dai *loader* sia dalla sorgente.

È quindi ovvio che, quando si rende necessario eseguire contemporaneamente in tempo reale più modelli, si devono avere a disposizione tanti calcolatori quanti sono i modelli stessi. Ognuno deve essere avviato tramite il proprio *boot disk* e corredato di scheda *ethernet* riconosciuta da *xPC Target*, mentre di sorgenti, per la compilazione ed il trasferimento dei *file* compilati, ne è sufficiente una sola. Il collegamento dei PC in rete locale consente poi lo scambio di dati, tramite connessione UDP, fra i modelli compilati, durante la simulazione.

Si è così chiarita la funzione di Joystick (cfr. §2.2). È su questa macchina che, in ambiente *Simulink*TM, è effettuata la compilazione dei modelli del Simulatore e di FMS, ed è da essa che i corrispondenti *file* in linguaggio C sono inviati rispettivamente a Sim ed a FMS. Questa funzione di computer compilatore giustifica l'utilizzo di un calcolatore a parte; altrimenti la sola funzione di gestione della periferica joystick, non sarebbe stata sufficiente a giustificare la scelta dell'acquisto di un calcolatore dedicato, perché non seguito la linea progettuale di creare un simulatore di volo a basso costo.

È altresì chiaro che questi ultimi debbano disporre di scheda *ethernet* riconosciuta da *xPC Target*: ecco perché, come già accennato al §2.2, essi sono dotati di scheda *ethernet* con chip I82559.

Durante la simulazione infine, i modelli *Labview*TM del pannello strumenti e della mappa interattiva e *Visual* sono eseguiti direttamente in ambiente *Microsoft*

Windows[™] sui rispettivi calcolatori, ricevendo, nel modo mostrato in figura, da FMS e Sim i dati necessari in tempo reale.

Parte II

Modifiche al Banco Prova

3 Il Simulatore

3.1 Generalità

In questo capitolo sarà descritta la parte hardware e software del Simulatore (Sim). Saranno anche spiegate novità e modifiche rispetto alle versioni precedenti.

Sim, parimenti a FMS, è un computer *target*, nel senso che su esso sono caricati i modelli del Simulatore. A differenza di FMS, Sim non dovrà essere montato sul velivolo e per questo non ha collegamenti con schede di acquisizione e per funzionare da *target* in modo corretto sarà necessario che sia avviato da apposito boot-disk. Per sapere come creare un boot-disk, fare riferimento all'apposito paragrafo dell'Appendice A. La funzione del modello del Simulatore poi è quella di simulare la dinamica del velivolo, fin tanto che non sia possibile effettuare le prove reali di volo. È perciò un calcolatore che, con il progredire del lavoro, dovrà fornire un numero sempre minore di dati, fino al punto di essere completamente eliminato quando l'UAV-SCAUT sarà dotato di tutti i sensori necessari a renderlo completamente autonomo.

Proprio questa necessità, di rendere possibile una rapida modifica del modello di Simulatore, ha portato alla scelta di rendere il più modulare possibile l'architettura stessa del modello.

3.2 Modifiche apportate al Simulatore

In questo lavoro il modello *Simulink*[™] chiamato Simulatore, che simula appunto le caratteristiche e il comportamento dinamico dell'UAV-SCAUT, è stato sottoposto ad alcune delle modifiche volte a garantirne il corretto funzionamento a fronte dell'incremento dei dati scambiati conseguenza questa dell'inserimento di nuovi sistemi nel FMS.

È stato infatti necessario aumentare i dati inviati a FMS a causa dell'inserimento dei sistemi GPS (*Global Positioning System*), INS (*Inertial Navigation System*) e di acquisizione dei Dati Aria. Questi hanno imposto le esigenze di aumentare i

dati in uscita, per poter simulare correttamente i sistemi, e di riorganizzare le uscite stesse, in funzione dei parametri richiesti in ingresso da questi sistemi.

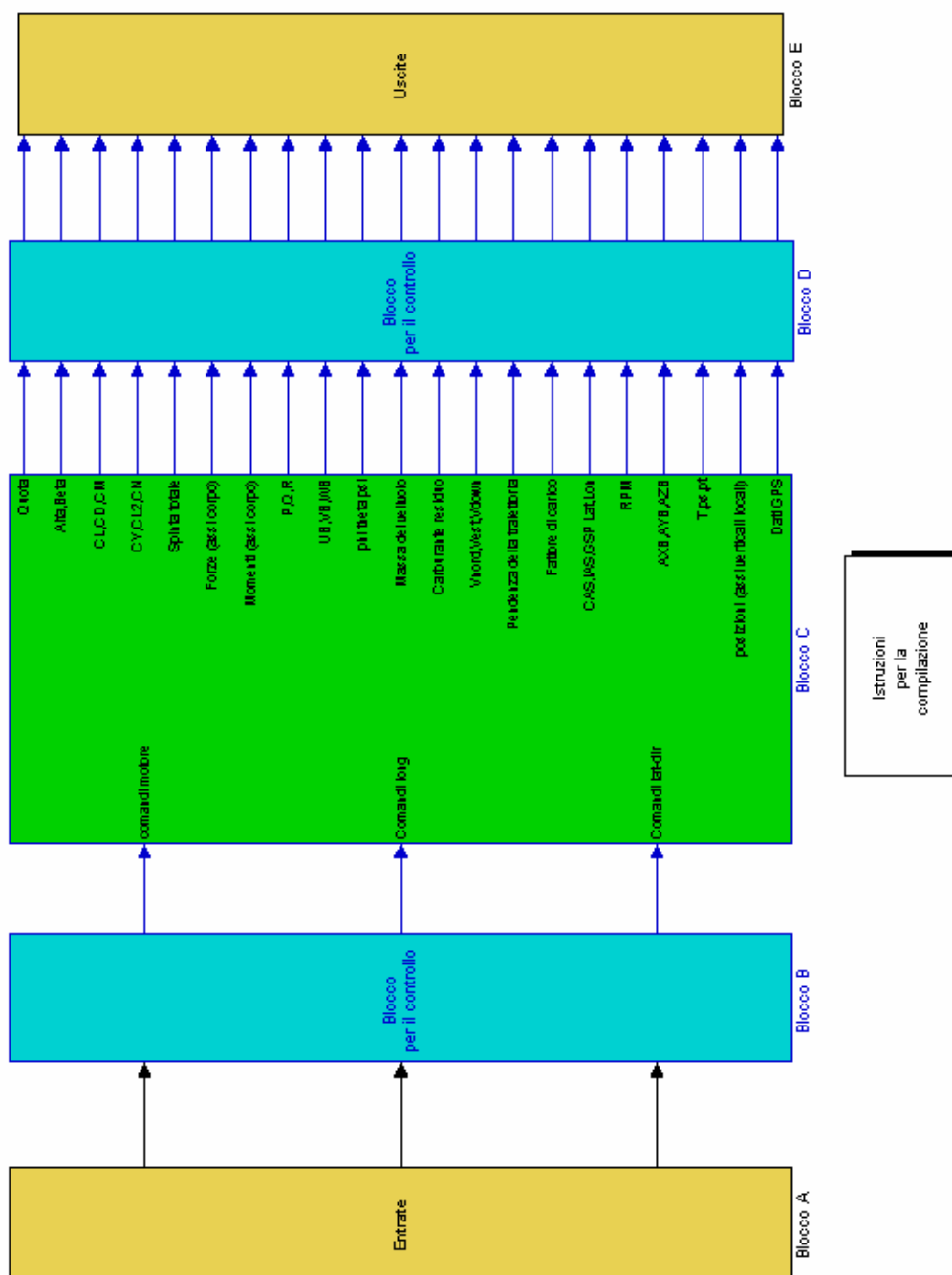


Figura 3.1 - Struttura generale del Simulatore

La filosofia di progetto seguita è quella di non stravolgere l'architettura del modello, che si era rilevata valida nei lavori precedenti, e come si può notare dalla Figura 3.1 (se la si confronta con quanto presente in [2], [3], [4] e [5]), lo

schema principale del modello Simulatore non è stato modificato, almeno esteriormente.

Le modifiche riguardanti l'inserimento degli attuatori nel modello dell'UAV-SCAUT si trovano all'interno del blocco B, le parti aggiunte dalla presenza dei nuovi sistemi sono nel blocco C, mentre le parti relative alle uscite sono nei blocchi D ed E.

Il fatto di riuscire a non cambiare completamente l'architettura del simulatore è stato possibile per merito della modularità della struttura stessa; la divisione in sottoblocchi permette di aggiungere e togliere parti, in modo quasi indolore per il modello stesso.

Il blocco B è rappresentato nella Figura 3.2. In questa figura si vede adesso come siano state inserite le funzioni di trasferimento degli attuatori reali. Si può notare anche che quella riguardante l'attuatore collegato al comando di manetta sia diversa dalle altre e questo perché era stato precedentemente deciso di utilizzarne, per ridurre costi e sprechi, uno diverso, che altri non è se non quello che in [5] era stato poi scartato. Con queste funzioni di trasferimento si calcolano i valori delle deflessioni delle superfici mobili e della manetta.

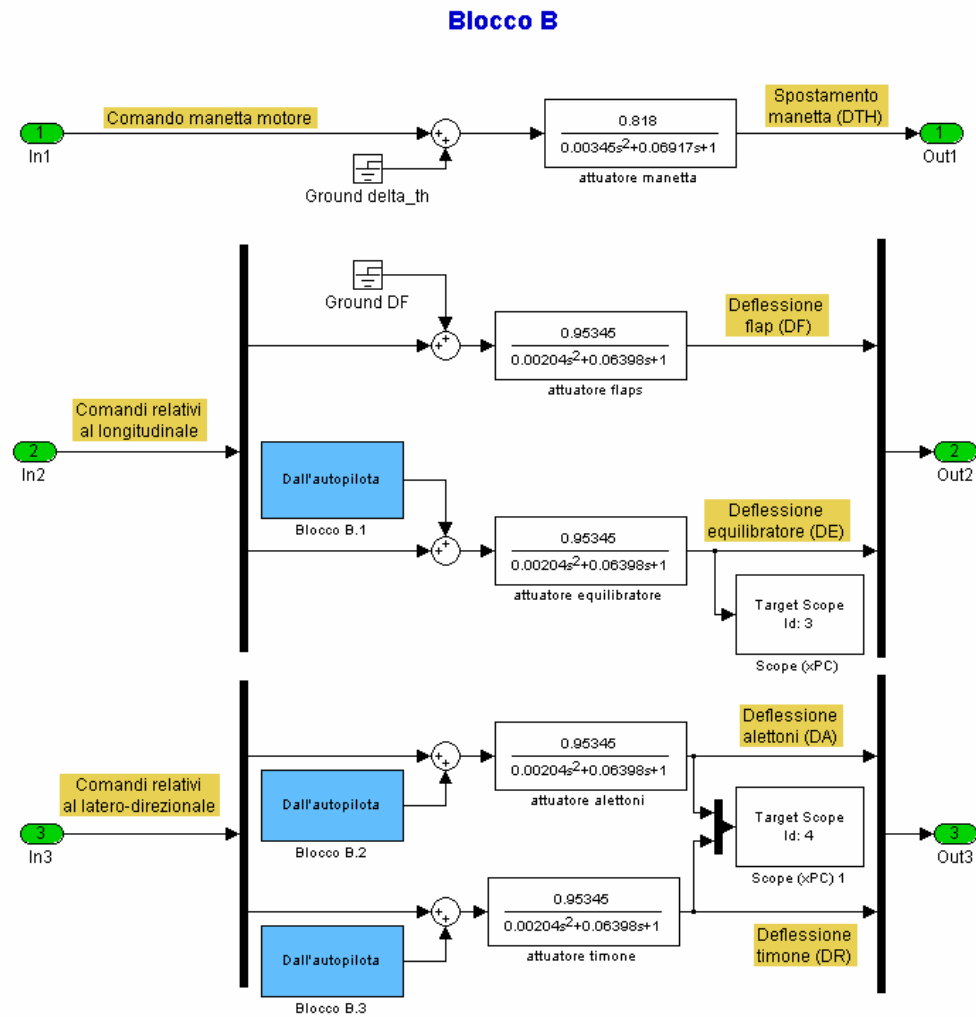


Figura 3.2 - Struttura del Blocco B

Tali valori, come si vede dalla Figura 3.2, sono poi riuniti in tre vettori e passati al Blocco C, rappresentato nella Figura 3.3.



Figura 3.3 - Struttura del Blocco C

Da tale figura è facile vedere la modularità del modello, di cui è stato parlato prima.

Sono poi state leggermente modificate le parti in cui sono calcolati valori di pressione statica e totale, temperatura e quota:

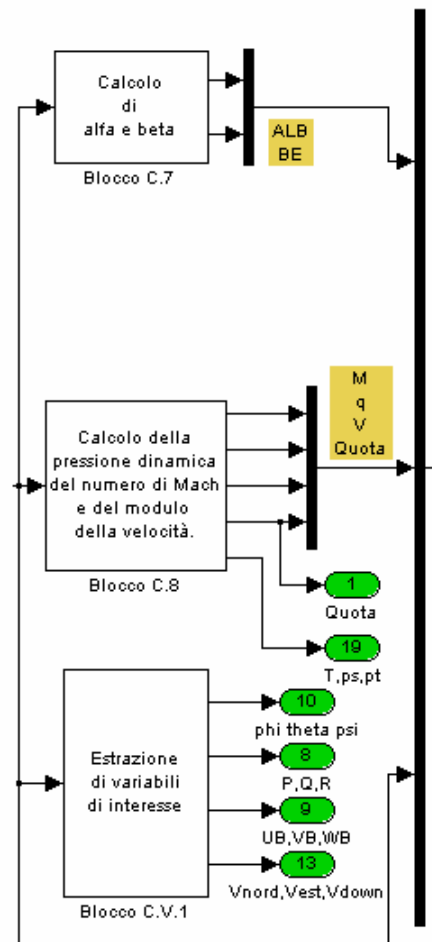


Figura 3.4 - Sottoblocchi di Calcolo dei Dati Atmosferici

È anche evidenziato il blocco di simulazione del GPS, che serve per ricavare le coordinate geografiche del velivolo, ma anche quota e velocità rispetto al suolo e la sua velocità verticale.

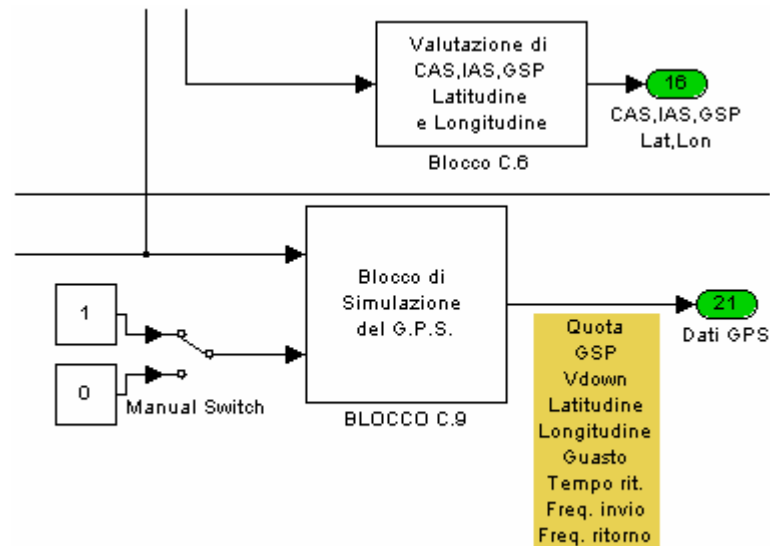
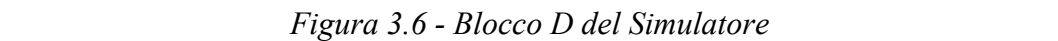


Figura 3.5 - Blocco C.9 di simulazione del GPS

Per quanto riguarda infine il resto, nel blocco D sono state cambiate alcune variabili in uscita ed in parte anche l'ordine in cui queste sono inserite all'interno del vettore da passare a FMS, mentre nel blocco E, dedicato all'invio delle variabili a Visual ed alla memorizzazione dei dati volo nel *workspace* di *Matlab*[™], non sono state apportate significative modifiche, se non l'aggiunta di alcune variabili di cui potrebbe risultare utile conoscere i valori.

Nelle Figure 3.6 e 3.7 è possibile vedere i blocchi D ed E:





installata fisicamente oltre al fatto che sarebbe inutile dal momento che sono eseguiti solamente voli simulati ed un sistema GPS darebbe in uscita posizione fissa e velocità nulle.

Per generare un modello che simuli il GPS, è utilizzato il sistema non lineare usato anche per l'INS (*Inertial Navigation System*), ovvero sono presi i dati, di accelerazioni e velocità, derivanti dal blocco di risoluzione delle equazioni della dinamica, e tramite integrazione sono determinati gli spostamenti. Conoscendo i dati di latitudine e longitudine iniziali (quelli dell'aeroporto di partenza) è possibile ricavare le coordinate geografiche del velivolo.

Il primo blocco di simulazione del GPS creato era molto semplice e fatto così:

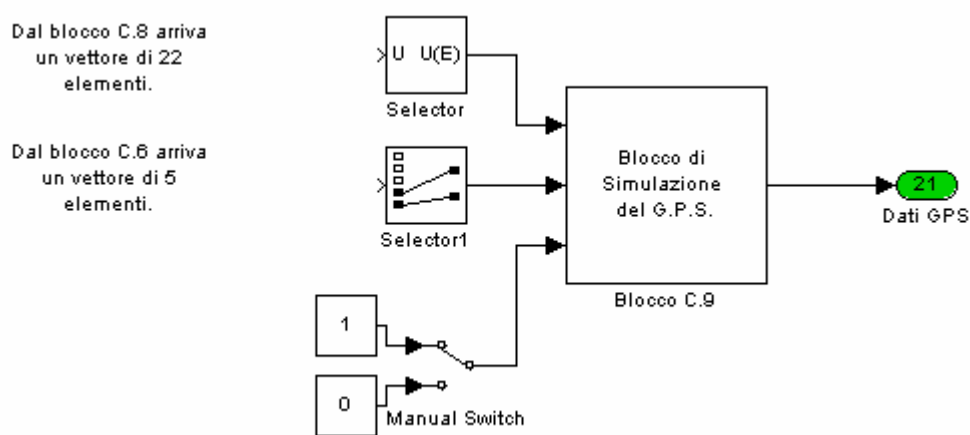


Figura 3.8 - Primo blocco di Simulazione del GPS

In cui il blocco C.9, che è quello d'effettiva simulazione, era così fatto:

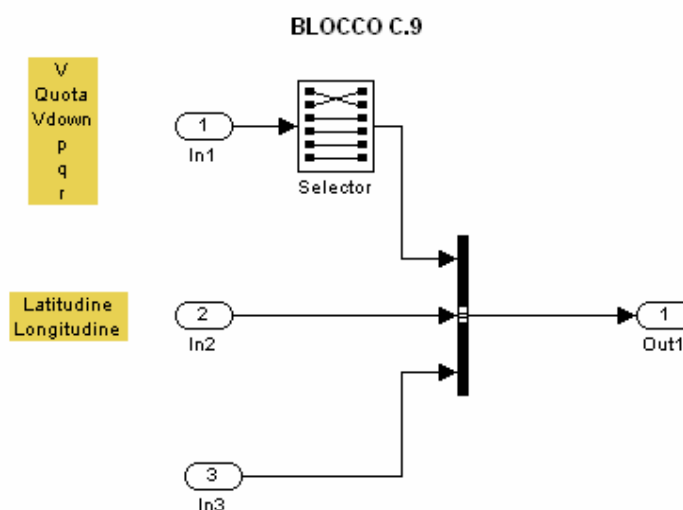


Figura 3.9 - Schema di funzionamento del Blocco C.9

Nel sottoblocco C.9, come si vede, era eseguito semplicemente un riordinamento dei dati in arrivo dagli altri blocchi.

In realtà i dati in uscita dal blocco C.6 erano solamente memorizzati. Per questo motivo la parte di determinazione di latitudine e longitudine è stata inserita nel blocco di simulazione del GPS e poi i dati uscenti sono stati riuniti a quelli dati del blocco C.6 in modo da non stravolgere troppo l'architettura del simulatore.

La nuova versione del blocco di simulazione riguardante il GPS è stata così realizzata:

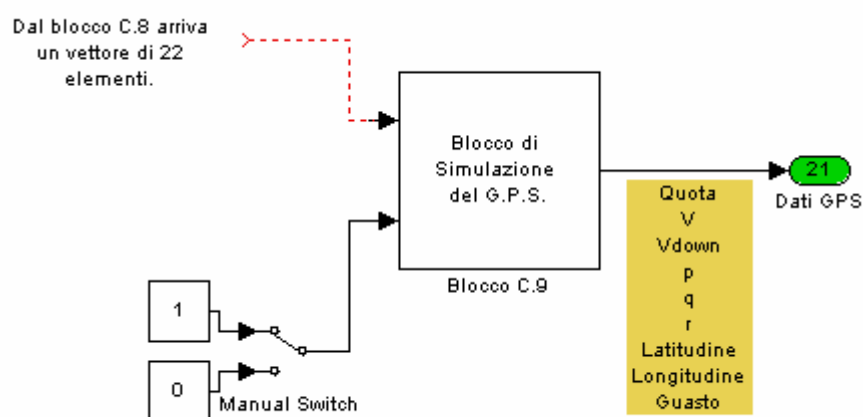


Figura 3.10 - Nuovo Blocco di Simulazione del GPS

Il blocco C.9 diventerà:

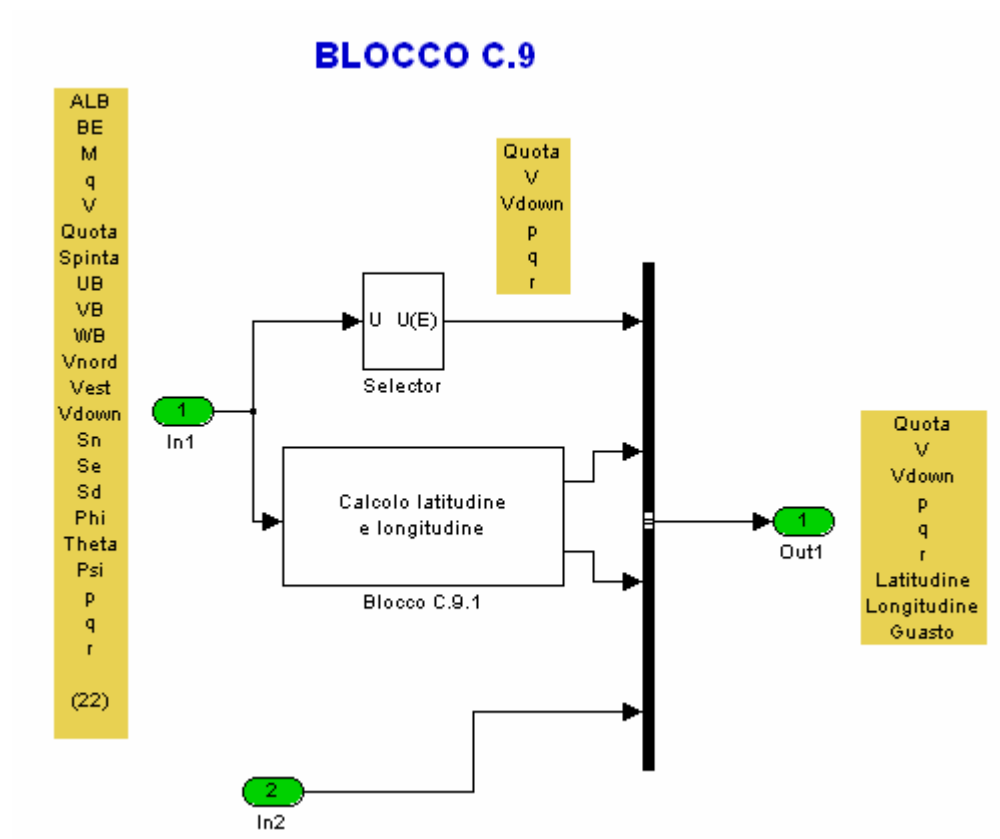


Figura 3.11 - Struttura del Blocco C.9

Avremo, quindi, anche un blocco interno in cui sono ricavate le coordinate geografiche del velivolo:

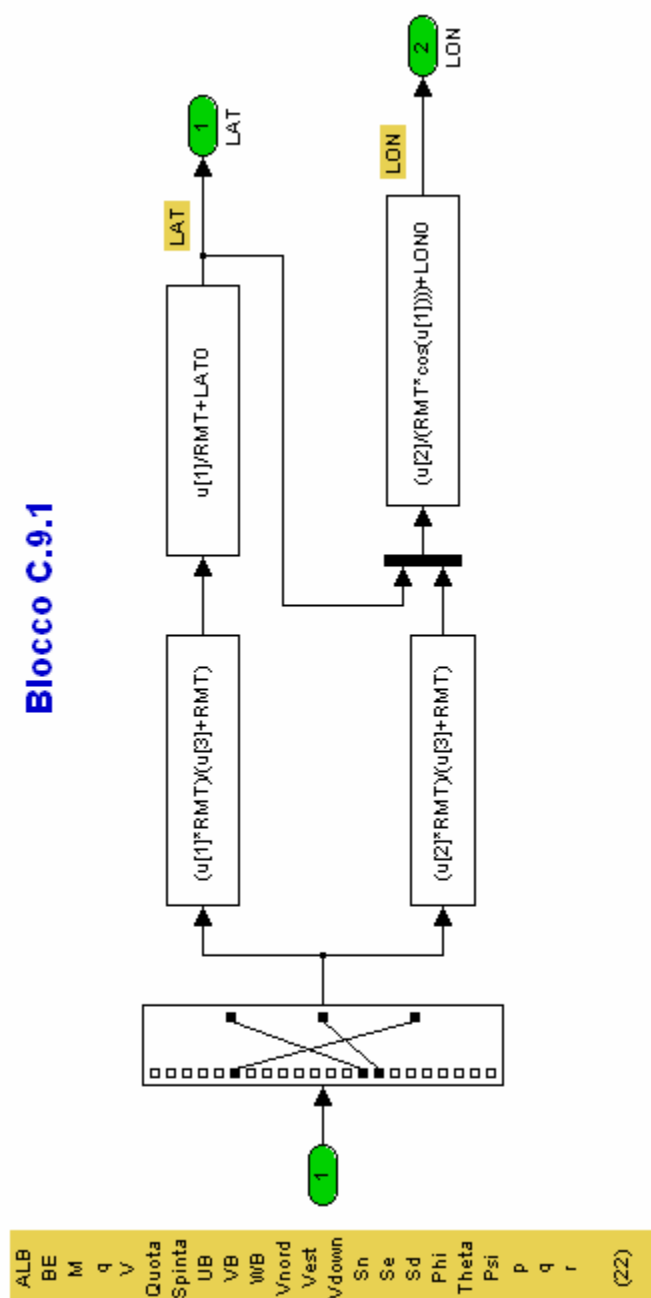


Figura 3.12 - Schema del Calcolo delle Coordinate Geografiche

Come si può vedere per effettuare il calcolo, si necessita del Raggio Medio Terrestre (RMT) e delle coordinate di inizio simulazione (indicate con LAT0 e LON0). Il blocco utilizza le formule:

$$\begin{cases} \Lambda = \left(\frac{\Delta s_N \cdot R}{h + R} \right) \frac{1}{R} + \Lambda_0 \\ \lambda = \left(\frac{\Delta s_E \cdot R}{h + R} \right) \frac{1}{R \cos \Lambda} + \lambda_0 \end{cases}$$

In cui Λ , λ rappresentano rispettivamente latitudine e longitudine, mentre Δs_N , Δs_E sono gli spostamenti lungo le direzioni Nord-Sud ed Est-Ovest rispettivamente.

I dati in uscita dal simulatore del GPS sono sovrabbondanti; infatti la velocità che si ottiene è quella relativa al suolo, che fondamentalmente è inutile ai fini della simulazione, visto che può variare anche per effetto di raffiche, ma non per questo varia la velocità effettiva del velivolo rispetto all'aria, che è quella da utilizzare per simulare la dinamica dell'UAV. La velocità utilizzata da FMS sarà quindi quella rilevata dai trasduttori del tubo Pitot. Lo stesso discorso può essere applicato anche alla velocità ascensionale ed a tutte le velocità angolari.

Per quanto concerne la quota, il discorso è leggermente diverso. La quota generalmente utilizzata sarà quella calcolata per mezzo del barometro standard, poiché i livelli di volo sono assegnati come quote barometriche. Quando però il velivolo scende sotto 1000 metri, rispetto al suolo, come accade nelle prime fasi del decollo o nella fase terminale dell'atterraggio, allora sarà usata la quota data dal GPS utilizzandolo come se fosse un altimetro radar. In questo modo sarà disponibile maggiore precisione sulla quota che permetterà, in futuro, di implementare un sistema d'atterraggio automatico.

Per rendere più realistica la simulazione ai valori in uscita sono aggiunti degli errori, così da simulare anche l'eventuale presenza di rumore elettronico nel segnale in uscita. Questo segnale poi potrà essere filtrato dal corrispondente blocco presente in FMS.

La tipologia di errore inserito è la stessa per tutti i valori ed è di tipo Rumore Bianco. In *Simulink*TM è presente una funzione già predisposta all'uso, chiamata "*Band-Limited White Noise*", basta solamente inserire nell'apposita maschera alcuni parametri, che sono riportati in tabella insieme ai valori loro assegnati:

Parametro	Valore impostato
<i>Noise Power</i>	<i>0.00001</i>
<i>Sample time</i>	<i>0.001</i>

<i>Seed</i>	<i>Default</i>
-------------	----------------

Tabella 3.1 - Tabella dei Dati del Rumore Bianco

Con quei valori assegnati ai parametri è stato ottenuto l'andamento del segnale di errore riportato in Figura 3.11:

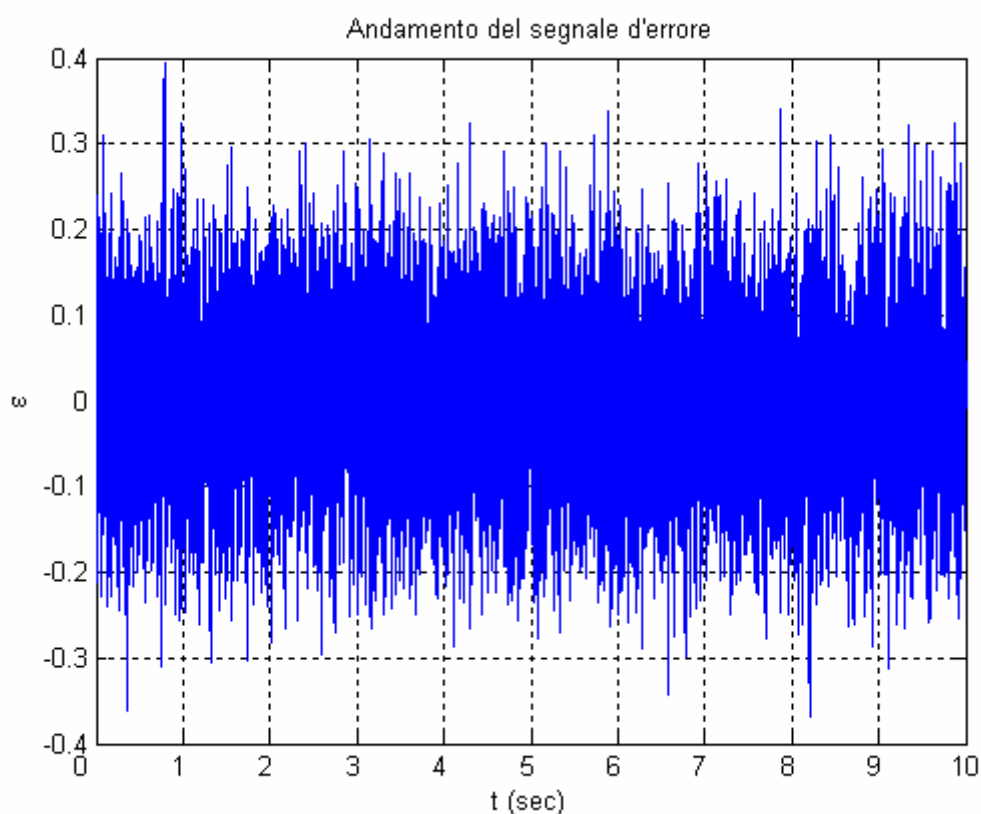


Figura 3.13 - Andamento del segnale di errore

È stata così creata quella che è la terza versione del simulatore del GPS. In questa versione, anche la velocità rispetto al suolo è calcolata all'interno del blocco di simulazione del GPS. Per far questo è bastato semplicemente prendere i valori delle velocità lungo le direzioni Nord ed Est ed applicare il teorema di Pitagora:

$$V_{SUOLO} = \sqrt{V_N^2 + V_E^2}$$

Al fine di determinare la velocità ascensionale rispetto al suolo, è possibile effettivamente simulare il funzionamento di un altimetro radar. L'altimetro radar basa il suo funzionamento sull'effetto Doppler (funzionando quindi come un qualunque autovelox), ovvero dall'emettitore è inviato un segnale, a frequenza fissata e nota, verso il suolo; questo segnale colpisce il suolo ed è riflesso verso il velivolo; è come se il terreno emettesse il segnale di ritorno. Rispetto ad un sistema di riferimento solidale al velivolo, inoltre, è il suolo ad avere una velocità verticale. Abbiamo quindi un emettitore virtuale di un segnale radar, il terreno, in moto rispetto al ricevitore, il velivolo. Il segnale, per effetto Doppler, giungerà al ricevitore del radar con una frequenza diversa da quella con cui era stato inviato. Questa differenza dipende dalla velocità dell'emettitore attraverso questa equazione:

$$\frac{\Delta \nu}{\nu} = \frac{v_e}{V}$$

Dove $\Delta \nu$ è la variazione di frequenza, ν è la frequenza originale, v_e è la velocità dell'emettitore e V è la velocità del fronte d'onda.

La frequenza di trasmissione del segnale dal radar altimetro è stata fissata ad 1 GHz, che è una frequenza di uso effettivo nei radar a lungo raggio.

La quota radar, infine, è determinata semplicemente dimezzando il tempo trascorso tra l'invio del segnale dall'emettitore ed il ritorno al ricevitore.

Dato che la quota è già nota, perché determinata tramite l'integrazione delle equazioni della dinamica del velivolo, è possibile attraverso il processo inverso determinare l'intervallo di tempo intercorso tra l'invio ed il ritorno del segnale radar. Visto che, per gli stessi motivi della quota, anche la velocità verticale è nota, allora è possibile calcolare la variazione di frequenza del segnale radar.

Ciò permetterà, in futuro, di inserire un sistema effettivo di altimetro radar e di integrarlo all'interno del FMS senza difficoltà.

Il nuovo modello di simulatore del GPS assume perciò questa forma:

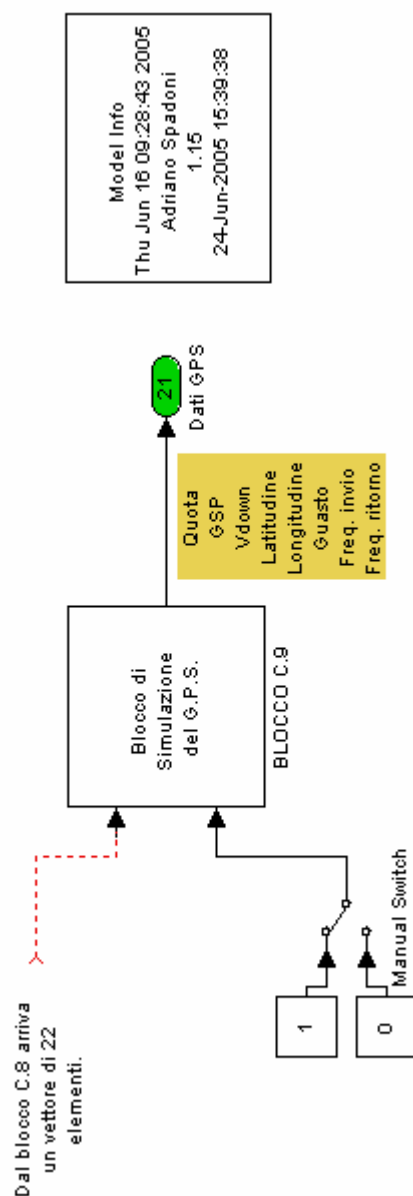


Figura 3.14 - Struttura finale del Blocco di Simulazione del GPS

È immediato notare i valori, delle frequenze del segnale del radar altimetro, aggiunti nella lista che descrive il vettore delle uscite.
Comunque le differenze maggiori sono all'interno:

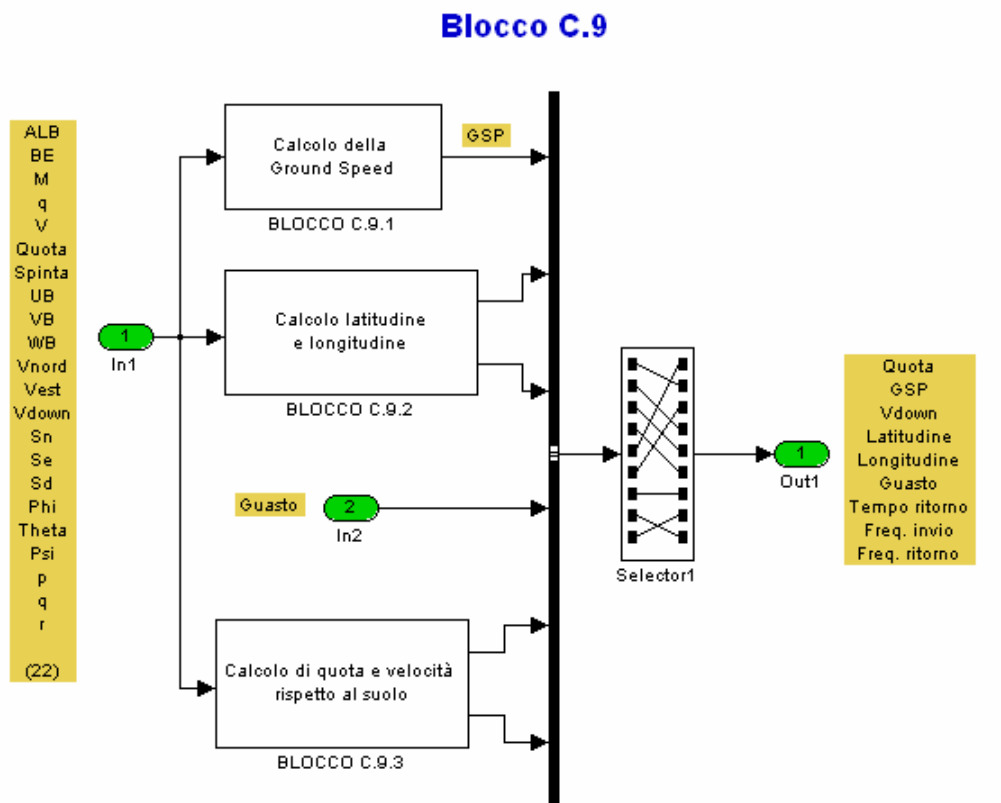


Figura 3.15 - Struttura interna del Blocco C.9

Andando adesso ad analizzare i tre sottoblocchi al loro interno, è possibile descrivere in dettaglio il blocco di simulazione del GPS:

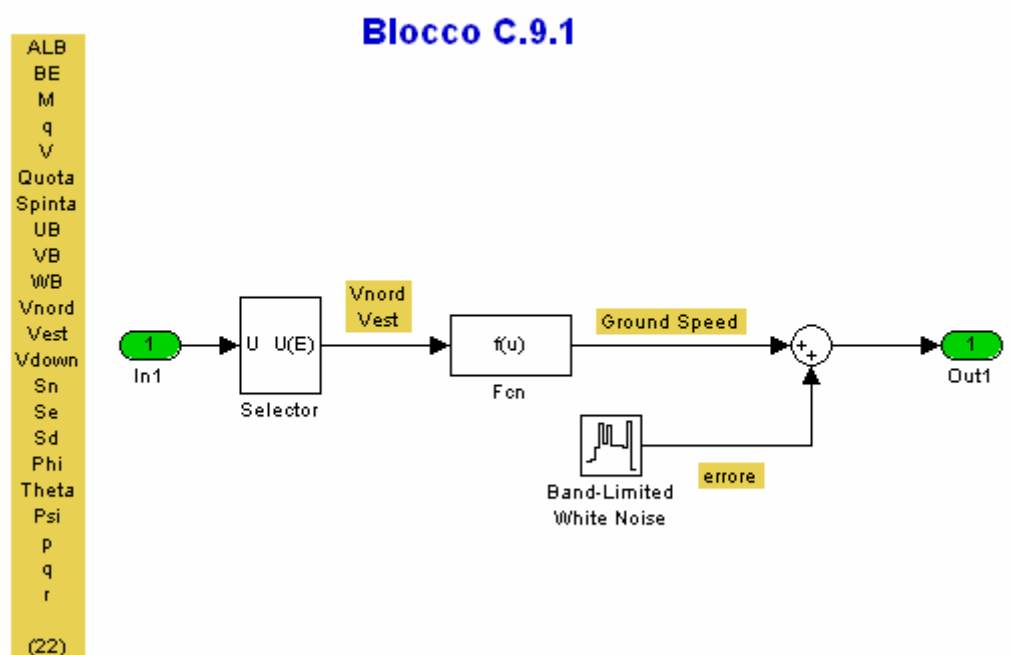


Figura 3.16 - Blocco C.9.1

È possibile vedere che in tutti i tre sottoblocchi è stata aggiunta la funzione che genera del rumore bianco, così come era stato precedentemente detto, ma, per non avere lo stesso errore in tutte le variabili, abbiamo impostato in ogni sottoblocco un diverso valore del parametro *Seed*, aumentandolo di 10 per ogni blocco.

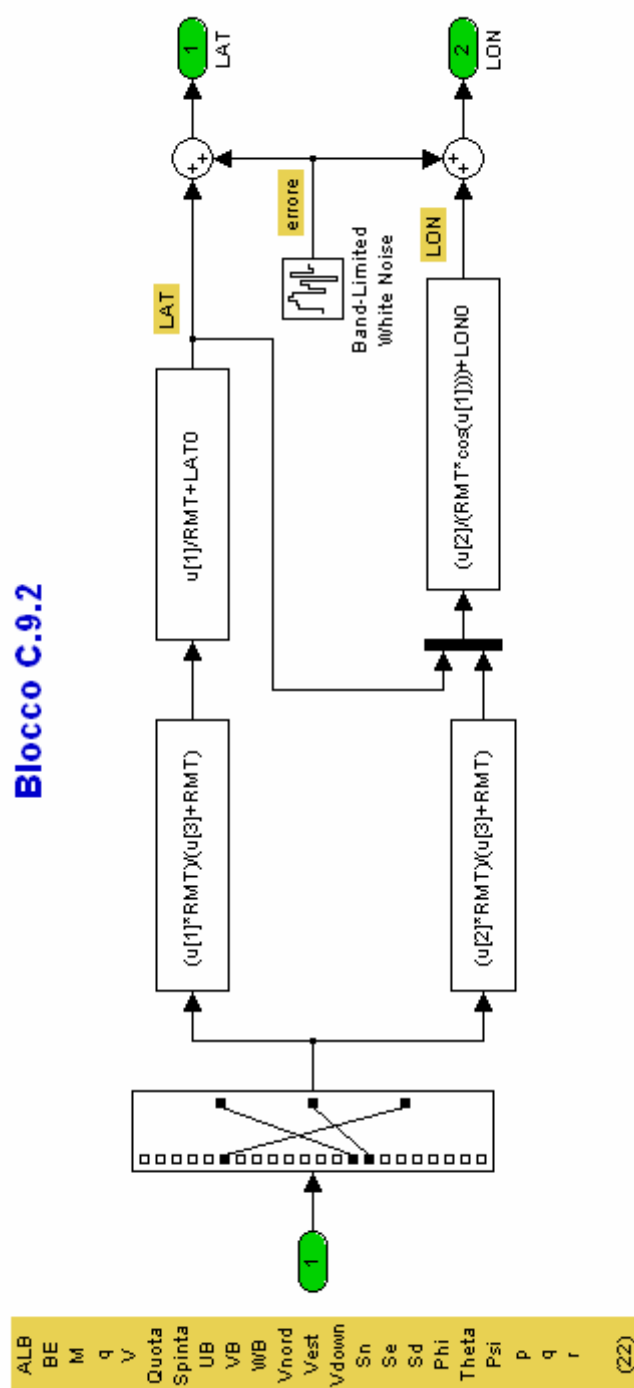


Figura 3.17 - Blocco C.9.2

Per non complicare troppo le cose, momentaneamente sono stati assegnati gli stessi errori ai valori longitudine e latitudine. Il valore medio dell'errore, in questo sottoblocco, è stato fissato a 10^{-9} , perché anche un errore di un

milionesimo di radiante sugli angoli di latitudine o longitudine, se moltiplicato per il raggio medio terrestre genera un errore di chilometri sulla posizione e ciò non è accettabile.

Blocco C.9.3

Per simulare effettivamente il radar altimetro, dato che quota e velocità verticale rispetto al suolo sono note dall'integrazione delle equazioni della dinamica del velivolo, allora si determinano il tempo di ritorno del segnale e la sua frequenza.

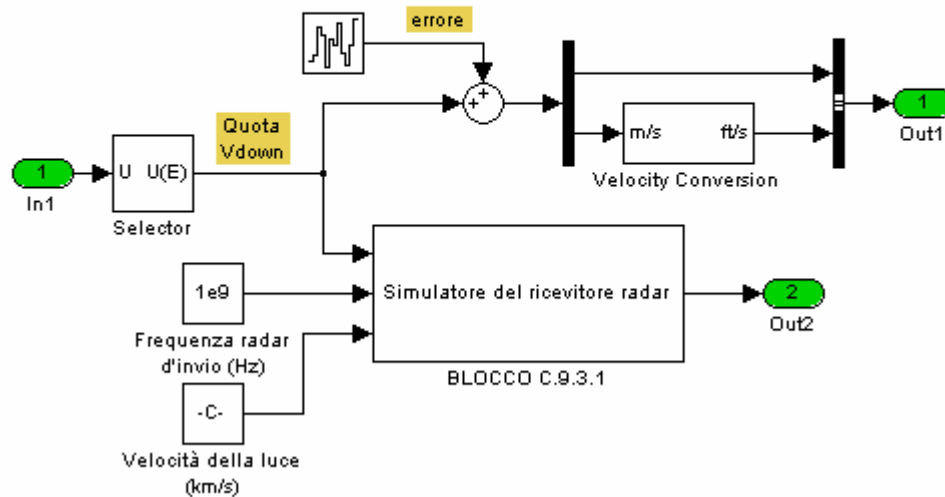


Figura 3.18 - Blocco C.9.3

Lo stesso è stato fatto per i valori di quota e velocità verticale rispetto al suolo. In questo sottoblocco però il valor medio dell'errore è stato posto uguale a 10^{-6} .

Blocco C.9.3.1

Calcola il tempo e la frequenza del segnale di ritorno, tramite i valori già noti della quota e della velocità verticale rispetto al suolo.

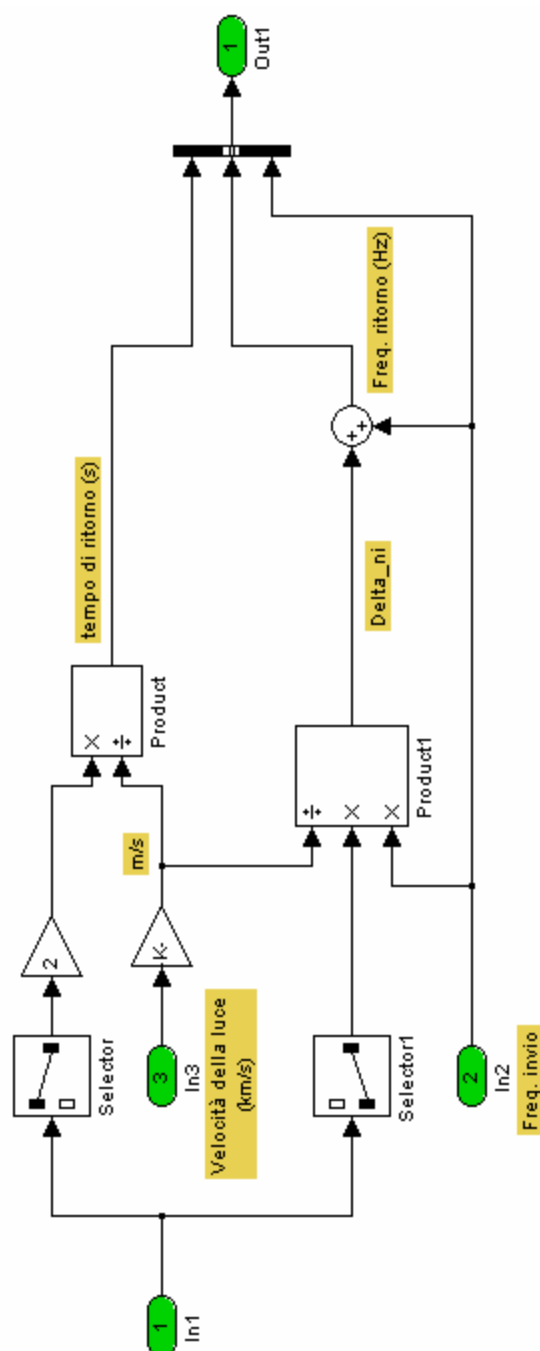


Figura 3.19 - Sottoblocco C.9.3.1

Questo sottoblocco è quello in cui è eseguito il calcolo del tempo e della frequenza del segnale radar di ritorno, secondo la modalità precedentemente illustrata. A questi valori non sono stati applicati errori perché non saranno mai utilizzati.

In tutte le versioni del blocco di simulazione del GPS è sempre rimasta costante la presenza in ingresso di un valore proveniente da un interruttore manuale (*Manual Switch*, da impostare prima della compilazione del modello), che immette nel blocco un valore costante il quale sta ad indicare il funzionamento corretto, se il valore in questione è 1, oppure il guasto, se invece è 0, del sistema GPS. Come si vede facilmente, quel valore passa inalterato all'interno del blocco di simulazione ed è inviato al FMS, che lo utilizza per gestire l'avaria del GPS.

3.2.2 Modifiche al Simulatore introdotte dal GPS

L'inserimento del blocco di simulazione del GPS ha imposto che fossero apportati alcuni cambiamenti al Simulatore. È stata aggiunta, come si può vedere in Figura 3.1, un'altra uscita al Blocco C, che è quella corrispondente ai dati del GPS.

Una seconda modifica è stata fatta nel Blocco D, per la ciò che riguarda i dati che sono inviati al FMS.



Figura 3.20 - Blocco D del Simulatore

I dati del GPS sono stati divisi da quelli della piattaforma inerziale (INS) e poi riordinati in modo da risultare compatibili con gli ingressi del FMS.

Da tutti i dati provenienti dal blocco di simulazione del GPS, solamente quelli di velocità e quota rispetto al suolo, le coordinate, i valori dell'altimetro radar e la presenza di un guasto sono passati al FMS. I valori delle accelerazioni e delle velocità angolari diventano invece parte del gruppo “*dati INS*”. I restanti dati

del GPS (frequenza del segnale radar d'andata, tempo e frequenza di quello di ritorno) saranno invece passati, insieme a tutti gli altri al Blocco E, per poterli visualizzare o memorizzare qualora ne avessimo la necessità.

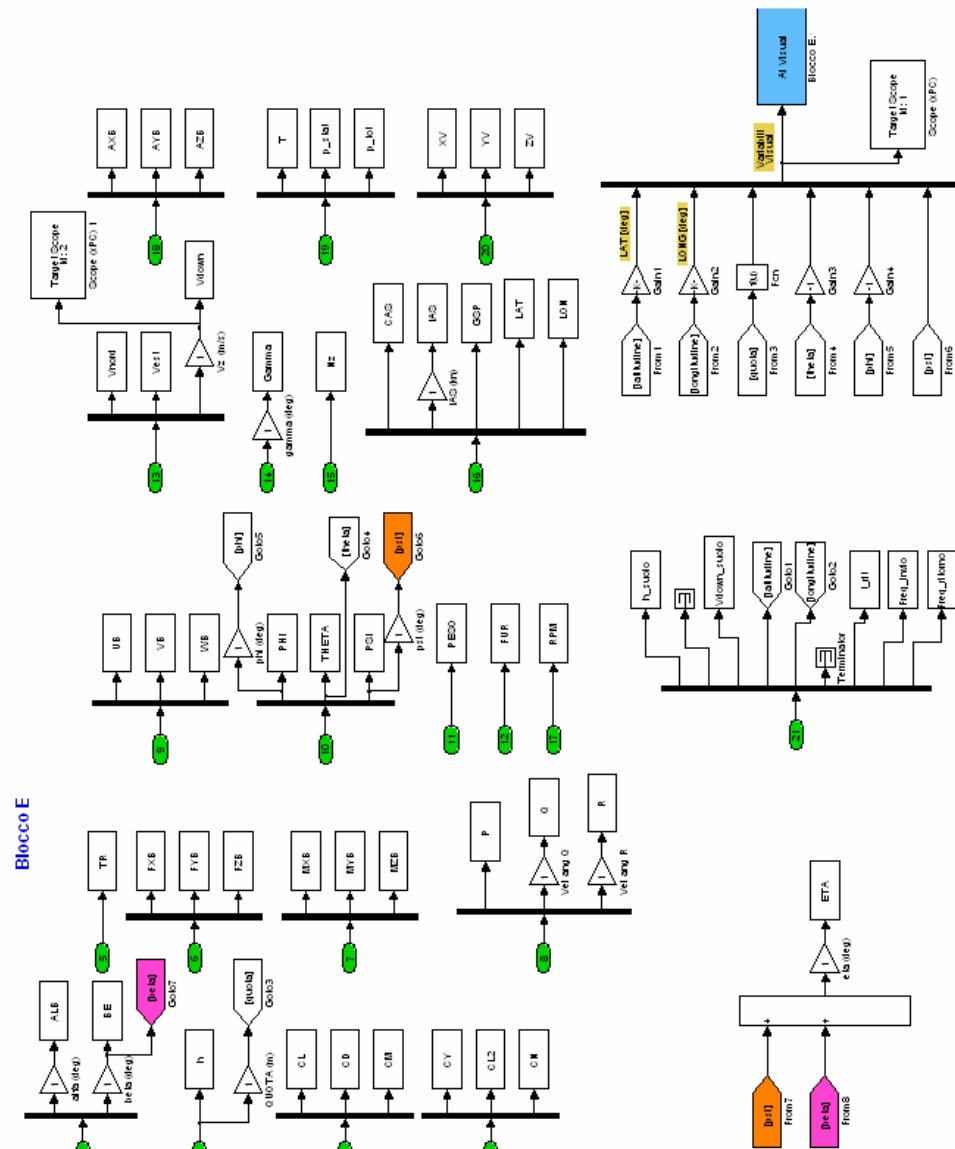


Figura 3.21 - Blocco E del Simulatore

È immediato notare che i valori delle coordinate da inviare a Visual sono presi direttamente dall'ingresso 21, che è quello proprio del blocco GPS. I valori memorizzati però sono presi dall'ingresso relativo al blocco C.6, che oltre alle velocità CAS, IAS, GSP esatte, calcola anche latitudine e longitudine. In questo modo è effettivamente presente una differenza tra il valore esatto delle coordinate, ottenuto dall'integrazione delle equazioni del moto, e quello rilevato

dal GPS e poi passato all'interfaccia grafica con il pilota. Lo stesso procedimento è applicato alla *Ground Speed*, quella memorizzata è quella non affetta da errori (se non quelli d'approssimazione), mentre quella inviata al FMS è quella cui è stato aggiunto l'errore.

3.2.3 Creazione del Blocco del Carrello

Al fine di rendere ancora più realistica la simulazione del volo dell'UAV-SCAUT, è stato deciso di creare un blocco con la funzione di controllare se una delle ruote dei carrelli vengano a contatto con la pista. Il contatto con una singola ruota ha come effetto l'introduzione di un momento dovuto alla reazione del terreno.

Sarà adesso descritta la procedura per la determinazione dell'eventuale contatto con il suolo. Per prima cosa il blocco controlla la quota di volo; se questa è superiore a 20 metri, assegna automaticamente il valore nullo ai parametri di controllo; questo per evitare di far eseguire calcoli inutili al sistema. Quando invece il controllo è eseguito, il blocco prende in ingresso le componenti, lungo gli assi corpo, dei segmenti che congiungono il baricentro con il punto inferiore delle ruote ed i tre angoli di Eulero. Il controllo vero e proprio è effettuato in due parti separate; una controlla se c'è contatto con la ruota del carrello anteriore, mentre l'altra controlla il contatto con il carrello posteriore, in modo particolare se il contatto avviene con entrambe le ruote (atterraggio corretto) o se con una sola e con quale.

Sarà adesso descritto in modo più esauriente il metodo utilizzato per determinare il contatto delle ruote con la pista.

Uno dei lavori di tesi precedenti ([2]) a questo aveva dimostrato che la posizione del baricentro, in funzione del carburante presente, varia in modo apprezzabile solamente lungo l'Asse di fusoliera; è infatti fissa per ovvi motivi di simmetria rispetto all'Asse Corpo Y, mentre è sì variabile, ma tale variazione è stata considerata trascurabile lungo l'Asse Corpo Z. Gli stessi lavori di tesi mostrano poi che tale variazione è lineare. Partendo perciò da queste due ipotesi, la posizione delle ruote dei carrelli rispetto al baricentro è aggiornata utilizzando la semplice relazione:

$$x_i = x_{i0} + (CG_P - CG_{P0})\bar{c}$$

Dove x_i ed x_{i0} indicano rispettivamente la coordinata attuale ed a pieno carico, dell' i -esima ruota, rispetto agli Assi Corpo; CG_P e CG_{P0} , sono invece le posizioni del baricentro, attuale ed a pieno carico, espresse in percentuali di corda media aerodinamica (\bar{c}).

Il generico vettore, in Assi Corpo, che unisce il baricentro al punto più basso di ogni ruota sarà:

$$\mathbf{d}_i^B = \begin{pmatrix} x_i \\ y_{i0} \\ z_{i0} \end{pmatrix} \quad i = 1 \dots 3$$

Utilizzando poi gli angoli di Eulero è possibile creare la matrice di trasformazione da Assi Corpo ad Assi Verticali Locali.

$$M_{B \rightarrow V} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi & \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \psi \cos \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi & \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}$$

Applicando così la trasformazione ai vettori delle posizioni delle ruote è possibile ottenere le componenti dei vettori rispetto agli Assi Verticali Locali:

$$\mathbf{d}_i^V(\varphi, \theta, \psi) = M_{B \rightarrow V} \mathbf{d}_i^B = \begin{pmatrix} x_i^V \\ y_i^V \\ z_i^V \end{pmatrix}(\varphi, \theta, \psi) \quad i = 1 \dots 3$$

In questo modo è possibile, in ogni configurazione del velivolo, riuscire a conoscere la distanza da terra di ogni ruota e quindi confrontandole con la quota del velivolo, che è sempre riferita rispetto al baricentro, riuscire a determinare se una o più ruote vengono a contatto con il suolo.

In uscita si avrà quindi un vettore contenente le segnalazioni del contatto ed anche quale ruota sia in contatto con il terreno.

Dovrà poi essere implementato un blocco che, a seguito del rilevamento dell'avvenuto contatto tra carrello e pista, valuti la reazione della pista e quindi aggiunga un momento di intensità adeguata a tutti i quelli agenti. In seguito poi

dovranno anche essere considerate le forze di attrito tra ruota e pista ed i momenti che esse generano. Il fatto che il calcolo delle forze di reazione sia eseguito ad ogni passo di simulazione, dal momento dell'avvenuto contatto con la pista, fa in modo che queste non assumano dei valori costanti, che tenderebbero a rendere instabile il sistema perché porterebbero ad avere ad un certo istante nuovamente un'accelerazione del velivolo verso l'alto, ma sono introdotte delle forze di reazione variabili, che equilibrino le forze ed i momenti, questi ultimi solo nel caso in cui tutte le ruote siano sulla pista. Così facendo quando il velivolo è fermo sulla pista sarà in perfetto equilibrio.

Una volta accertato il contatto con la pista, sarà necessario stabilire l'intensità delle forze di reazione agenti sulle ruote, per poi determinare i momenti che esse generano sul velivolo.

Il procedimento di determinazione sarà così fatto:

1. Si controlla quante e quali ruote sono in contatto con la pista, andando a guardare i valori del vettore in uscita dal blocco Carrello.
2. In questo modo è così possibile determinare le reazioni sulle ruote. Queste saranno sicuramente dirette lungo l'asse Z_V .
3. Ad ognuno dei vettori che rappresentano le forze di reazione saranno poi aggiunte le forze di attrito dovute al contatto tra ruota e pista. Queste ultime sono sicuramente dirette lungo l'asse Y_V .
4. Tramite la matrice di trasformazione tra assi verticali locali ed assi corpo, si riporteranno le forze introdotte dai carrelli nel riferimento degli assi corpo. Queste forze dovranno poi essere sommate alle altre agenti.
5. Con le forze riportate nel sistema degli assi corpo sarà semplice calcolare i momenti che queste forze introducono. Anche questi momenti saranno poi aggiunti a tutti gli altri agenti sul velivolo.

Quindi in questo blocco in ingresso ci saranno, oltre al vettore in uscita dal blocco Carrello, di nuovo gli angoli di Eulero e le distanze dei carrelli dal baricentro del velivolo.

Una simulazione che rispecchi meglio la realtà fisica del problema può essere ottenuta tenendo conto del fatto che la forza d'attrito sarà sicuramente variabile in funzione della velocità di rotazione delle ruote dei carrelli. Per stimare però in modo corretto avremmo bisogno che sulle ruote fossero presenti dei trasduttori di velocità o comunque dei sistemi equivalenti, che però non sono presenti sul velivolo. Perciò per stimare la forza di attrito sarà utilizzata una “*Look-Up Table*”, che correla il coefficiente d'attrito alla velocità del velivolo.

Essendo questa stima basata sulla velocità del velivolo, sarà buona in fase di decollo, nella quale partendo da fermo avremo inizialmente un attrito di tipo statico per poi passare ad un di tipo dinamico all'aumentare della velocità, ma sarà meno corretta in fase di atterraggio, perché il velivolo ha velocità non nulla ma le ruote sono ferme, per cui anche in questo caso l'attrito sarebbe inizialmente statico per poi diventare dinamico, mentre utilizzando la “*Look-Up Table*” sarà ottenuto un attrito di andamento inverso a quello effettivo. L'errore compiuto è comunque trascurabile ai fini della simulazione.

Una volta determinate le componenti verticali di reazione, sono calcolate le forze di attrito utilizzando un coefficiente di attrito variabile in funzione della velocità del velivolo e poi utilizzando l'angolo di derapata β tali forze sono scomposte lungo gli assi del piano orizzontale. Nota la componente di reazione verticale le altre due sono calcolate nel seguente modo:

$$\begin{cases} F_{XAttr}^i = -\mu_{Attr}(V) F_Z^i \sin \beta \\ F_{YAttr}^i = -\mu_{Attr}(V) F_Z^i \cos \beta \end{cases}$$

Sono così determinate le componenti dei vettori delle reazioni delle ruote. Tali reazioni sono però calcolate nel sistema di riferimento Verticale Locale, mentre per ricavare i valori dei momenti che esse introducono nel sistema dovranno necessariamente essere riportate nel sistema di riferimento Assi Corpo. Per fare questo, ai vettori indicanti le reazioni sarà applicata la matrice di trasformazione inversa dal sistema di riferimento Verticale Locale a quello solidale al velivolo. I momenti introdotti nel sistema dal contatto delle ruote sulla pista saranno ricavati utilizzando le relazioni seguenti:

$$\begin{cases} \mathbf{M}_{iReaz} = \mathbf{d}_i^B \times \mathbf{F}_{iReaz}^B \\ \mathbf{F}_{iReaz}^B = M_{B \rightarrow V}^{-1} \mathbf{F}_{Reaz}^V \end{cases} \Rightarrow \mathbf{M}_{iReaz} = \mathbf{d}_i^B \times (M_{B \rightarrow V}^{-1} \mathbf{F}_{Reaz}^V)$$

Alcune prove effettuate con un simulatore di dimensioni molto ridotte, e privo di molte caratteristiche presenti in quello effettivo, hanno mostrato che il contatto del carrello è rilevato in modo corretto e che anche l'introduzione delle forze di reazione avviene adeguatamente, ma al sistema così creato manca un qualcosa che simuli in modo completo la pista. Questa è simulata in modo perfetto dal punto di vista delle forze, sono infatti introdotte sia quelle verticali di reazione sia quelle di attrito; manca però qualcosa che simuli la pista dal punto di vista della velocità. Perché se è vero che un atterraggio corretto è quello che avviene con velocità verticale nulla al momento del contatto con il suolo, è altrettanto vero che non sempre l'atterraggio è effettuato in tali condizioni e quindi annullandosi l'accelerazione verticale ma non la velocità, il velivolo tenderebbe a mantenere la sua velocità verticale iniziando quindi a muoversi di moto rettilineo uniforme almeno in direzione verticale e ciò comporterebbe una continua diminuzione della quota, anche al di sotto di quella del suolo. Nella realtà il compito di assorbire l'urto con il terreno e di far diminuire in modo graduale la componente verticale della velocità è dell'ammortizzatore presente nel carrello; ma l'UAV non è dotato di carrelli con ammortizzatori. Un modo per rendere ancora più simile alla realtà sarebbe quello di considerare l'elasticità della trave del carrello posteriore, che sopprimerrebbe in parte alla mancanza dell'ammortizzatore ed indurrebbe una graduale diminuzione della velocità verticale; questo però a scapito di un grosso appesantimento della procedura di calcolo, perciò è stato deciso di approssimare il carrello come infinitamente rigido, che permette di non aggravare la mole di calcoli da effettuare, perdendo però qualcosa a livello di realismo della simulazione.

L'adozione del modello del carrello infinitamente rigido implica la necessità di aggiungere un controllo che azzeri la velocità verticale qualora il velivolo sia in fase di atterraggio.

Per i motivi sopra elencati è stato necessario creare un blocco che riesca a discriminare quando il velivolo è effettivamente in fase di atterraggio e quando invece effettua una manovra di tipo "Touch and Go", ovvero tocca la pista e di nuovo torna a salire.

Questa decisione può essere eseguita andando a controllare due variabili:

1. La quota del baricentro in assi verticali, che deve essere uguale alla componente verticale del vettore baricentro-ruota. Questo controllo è

necessario per non azzerare la velocità in tutte le configurazioni di trim del velivolo.

2. L'accelerazione verticale del velivolo, in fase di atterraggio questa sarà nulla, per effetto delle reazioni del carrello, mentre in caso di manovra "Touch and Go", sarà presente un'accelerazione verticale negativa (dovuta all'orientazione degli assi).

Quando sono verificate contemporaneamente quelle due condizioni, è possibile affermare che il velivolo è in fase di atterraggio e quindi automaticamente imporre l'annullamento della velocità verticale, che a sua volta manterrà, a seguito dell'integrazione, costante la quota.

Dalla figura seguente è possibile vedere ciò che è stato spiegato prima:

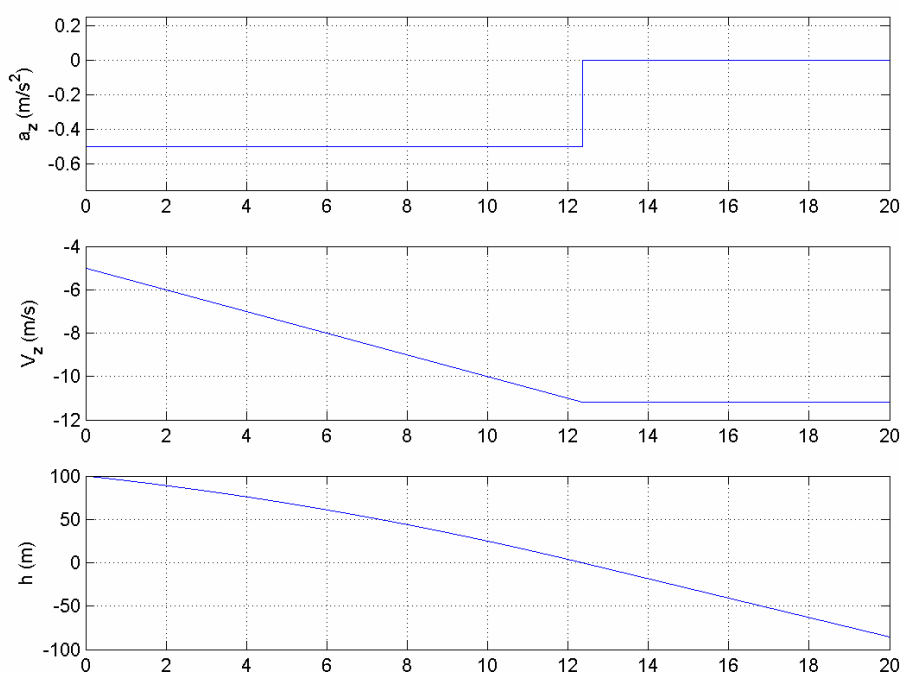


Figura 3.22 - Andamento della quota senza "Simulatore di Pista"

Mentre nella figura seguente è mostrato l'andamento delle variabili con l'applicazione del controllo precedentemente esposto:

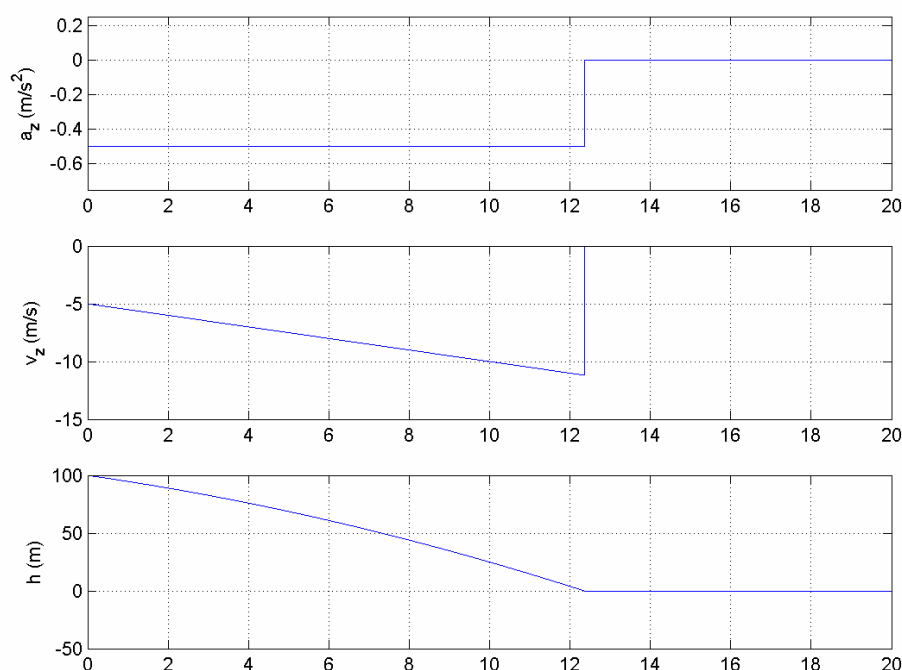


Figura 3.23 - Andamento della quota con "Simulatore di Pista"

I vari controlli sono effettuati nel modo più semplice possibile, applicando nei blocchi *Simulink*[™] dei blocchetti di tipo *Switch* che fanno variare il valore qualora non si verifichi più la condizione di soglia.

Per controllare il corretto funzionamento del nuovo blocco è stato deciso di eseguire una serie di verifiche su un simulatore semplificato della dinamica del velivolo, chiamato appunto "Tester_Carrello". Il vantaggio di utilizzare questo simulatore è quello di riuscire immediatamente a vedere se i valori in uscita dal blocco di gestione del carrello sono giusti ed in caso di errori è possibile correggerli prima di installare il modello sul Simulatore vero e proprio.

Il simulatore "Tester_Carrello" è semplificato perché si basa su alcune assunzioni che riducono di molto la mole di calcoli che deve eseguire, ma senza incidere sulla generalità dei risultati. Queste ipotesi semplificative sono:

1. Il velivolo nella fase di atterraggio vola ad incidenza costante, per cui le variazioni di portanza sono dovute solamente alle variazioni di velocità.

2. In fase di avvicinamento alla pista e di atterraggio, la massa del velivolo è considerata costante.
3. La densità dell'aria è considerata costante nel campo di variazione della quota in cui sono effettuate le verifiche.
4. Anche la velocità di volo è considerata costante durante tutta la fase di discesa.

Queste ipotesi hanno permesso quindi di creare un simulatore molto più semplice e leggero a livello di calcolo, ma comunque utile per lo scopo di riuscire ad individuare eventuali errori presenti.

Il simulatore "*Tester_Carrello*" somma tutte le forze verticali agenti sul velivolo (portanza, peso ed eventualmente le reazioni dei carrelli) e dividendo per la massa stessa del velivolo determina l'accelerazione verticale ed integrandola la velocità verticale. Con quest'ultima si ricava la portanza, integrando l'accelerazione si ottiene la velocità verticale che integrata a sua volta determina la quota, che serve per attivare la gestione del carrello e per annullare la velocità verticale quando è riscontrato il contatto con la pista.

Per non ridurre troppo i calcoli eseguiti da "*Tester_Carrello*" al momento del contatto con il terreno i valori delle forze orizzontali, determinate dall'attrito delle ruote con la pista, sono divise per la massa del velivolo ed integrando è determinato il termine di riduzione della velocità dovuto all'attrito. Ciò andrà a ridurre a sua volta il valore di portanza, che si tradurrà in un aumento del carico agente sul carrello.

Per illustrare più chiaramente il funzionamento di "*Tester_Carrello*", di seguito è riportato lo schema del modello:

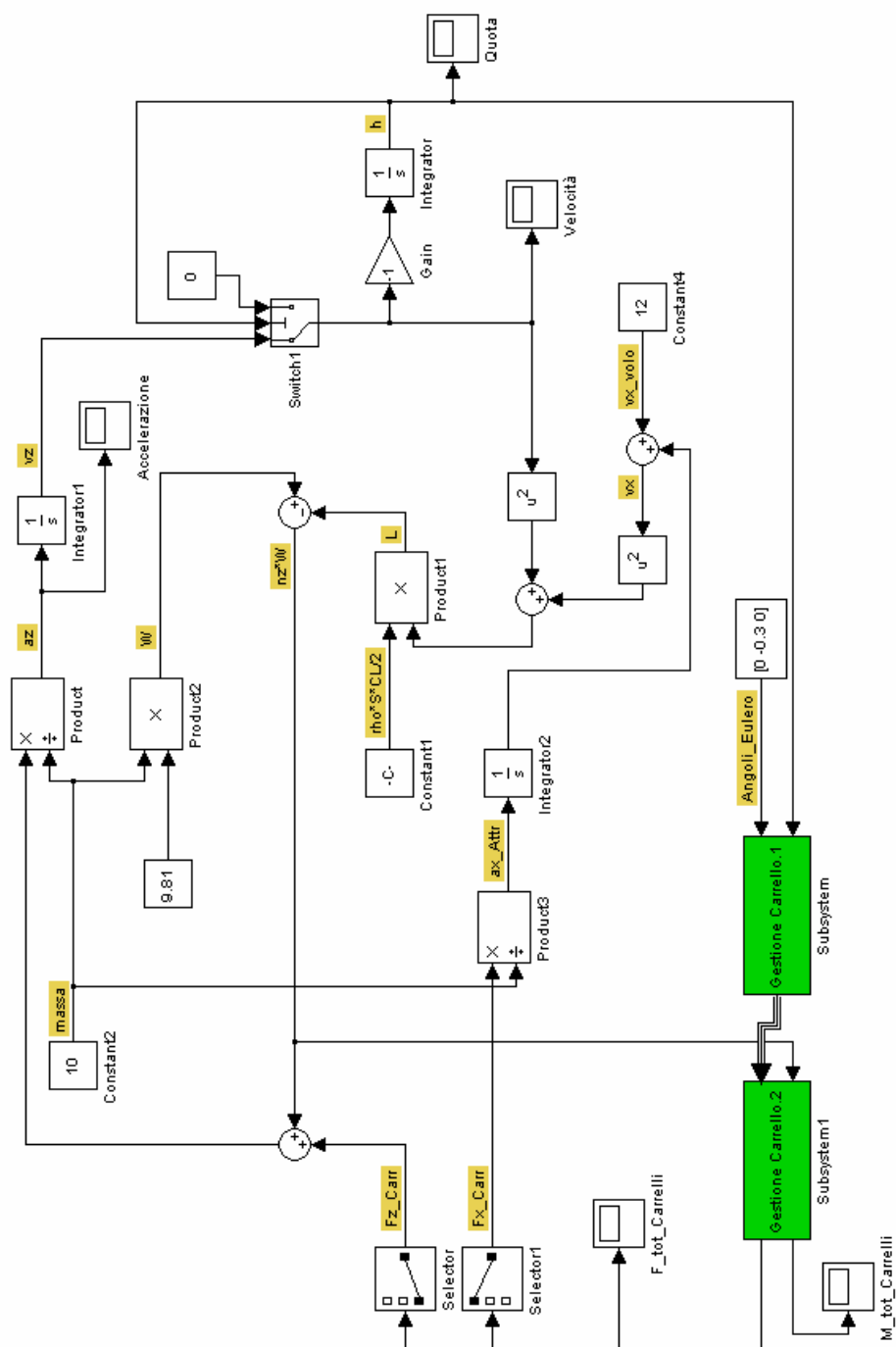


Figura 3.24 - Schema del modello Simulink "Tester_Carrello"

La prima prova che è stata eseguita è quella che simula un atterraggio in cui il contatto avviene con entrambe le ruote del carrello principale ed i risultati sono stati i seguenti:

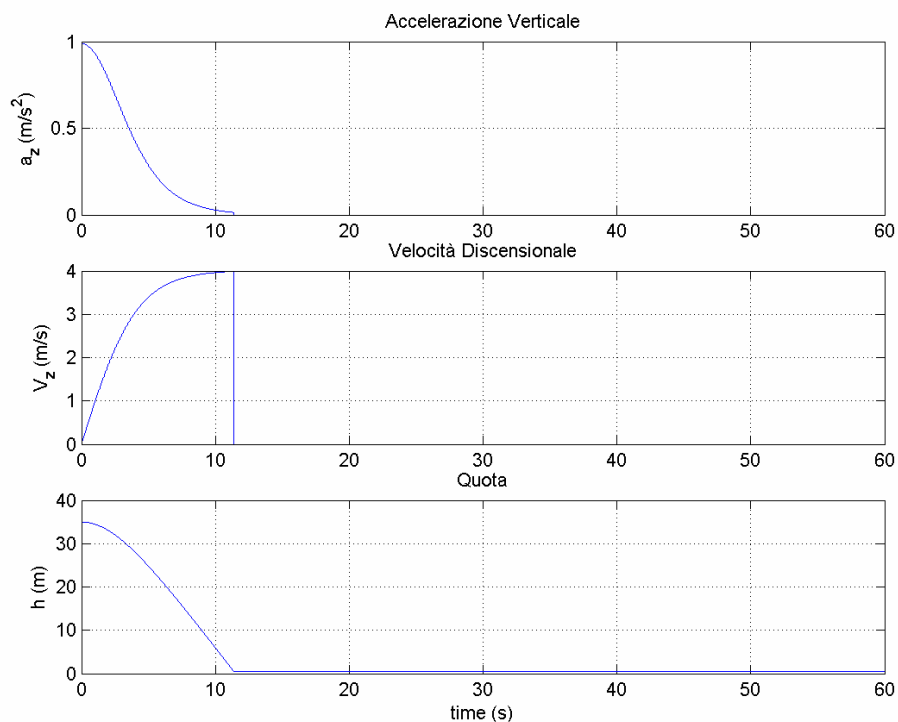


Figura 3.25 - Andamento di accelerazione, velocità e quota in atterraggio

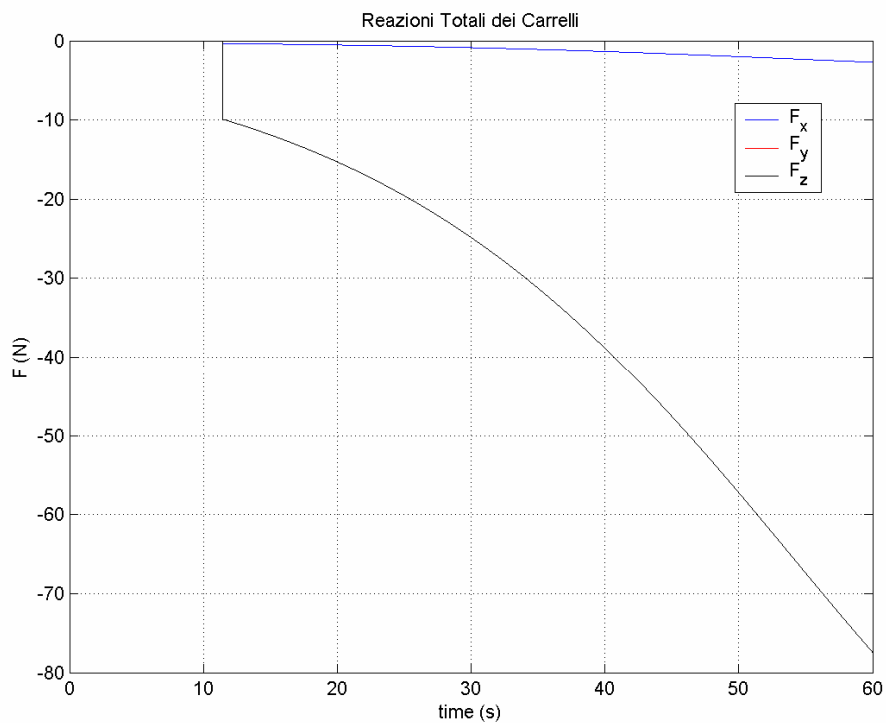


Figura 3.26 - Reazione totale dei carrelli in atterraggio sul carrello principale

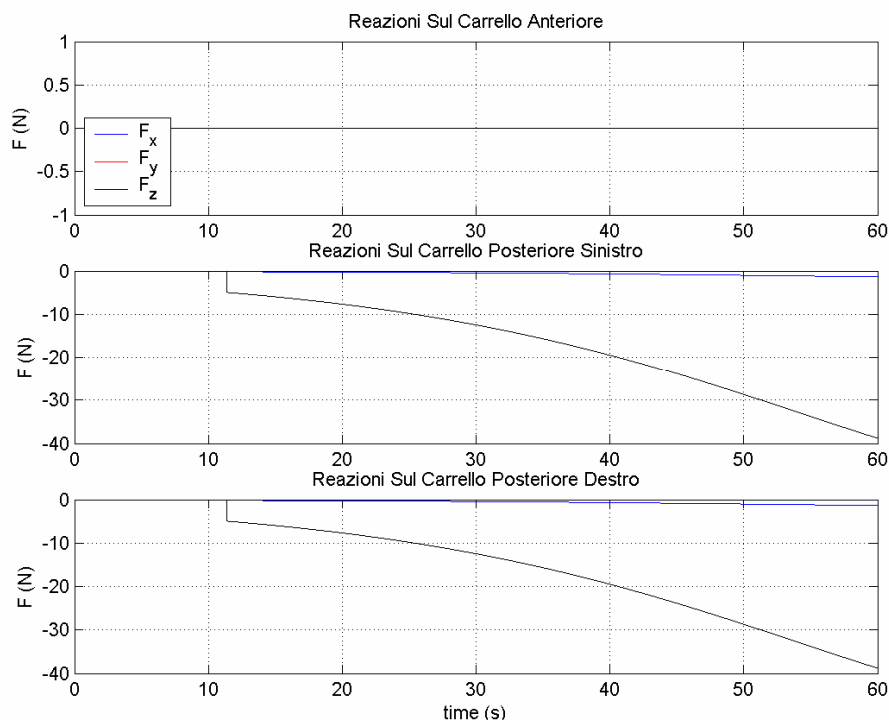


Figura 3.27 - Andamento delle reazioni sui singoli carrelli in atterraggio sul carrello principale

La prima cosa da vedere è il funzionamento del sistema che simula la presenza della pista, che annulla la velocità verticale al momento in cui sia rilevato il contatto con il terreno. Inoltre è possibile notare come sia nulla la reazione dei carrelli prima del contatto con la pista, che sta ad indicare il corretto rilevamento dello stesso, e come tali reazioni aumentino proporzionalmente alla diminuzione della portanza. L'assenza di forze di reazione lungo l'asse Y denota come i calcoli siano eseguiti in modo esatto, visto che non è presente una componente della velocità lungo l'asse stesso. L'assenza di reazioni sul carrello anteriore è dovuta al fatto che il contatto avviene sul carrello principale e che al velivolo non è permesso di acquisire la posizione orizzontale.

La prova successiva è invece stata effettuata per simulare un atterraggio con velivolo rollato. I risultati sono i seguenti:

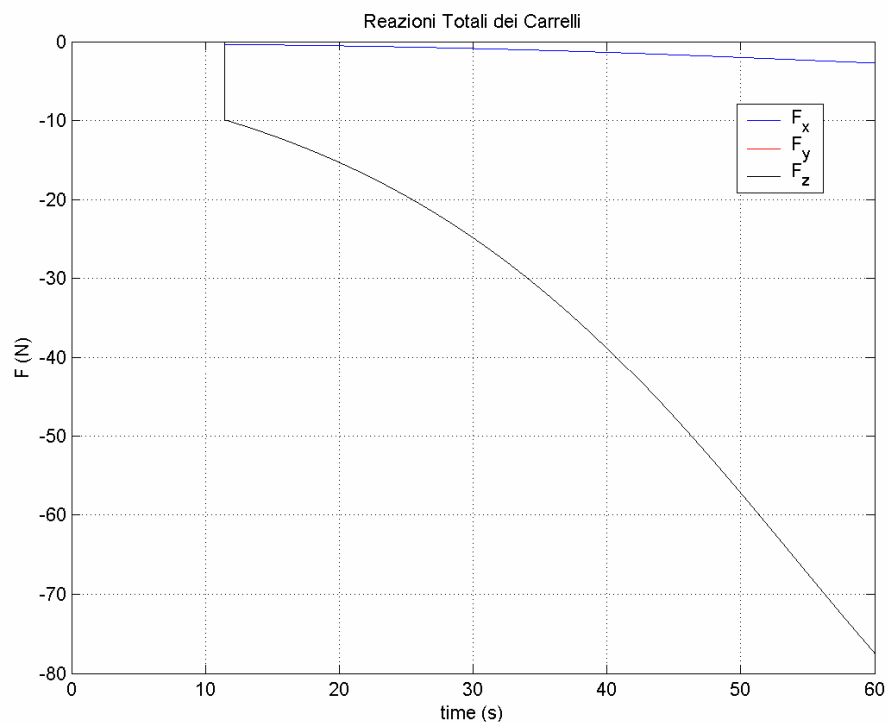


Figura 3.28 - Reazione totale dei carrelli in caso di velivolo rollato

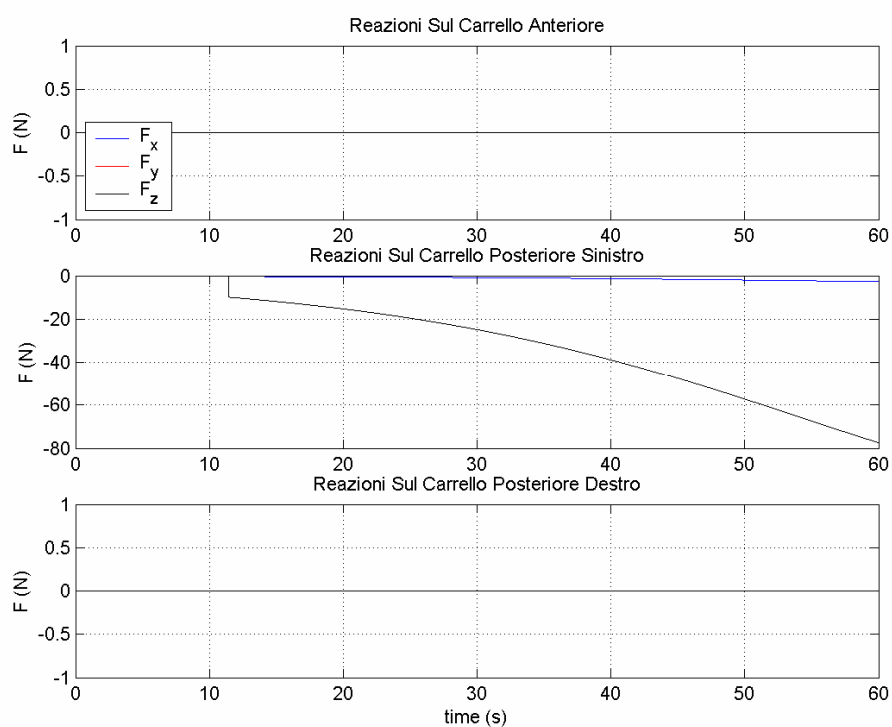


Figura 3.29 - Andamento delle reazioni su ogni carrello in caso di velivolo rollato

In questo caso il contatto avviene solamente sulla ruota posteriore sinistra e quindi la reazione è applicata tutta su quella ruota.

Infine è stata effettuata una prova di atterraggio con velivolo rollato ed imbardato con i seguenti risultati:

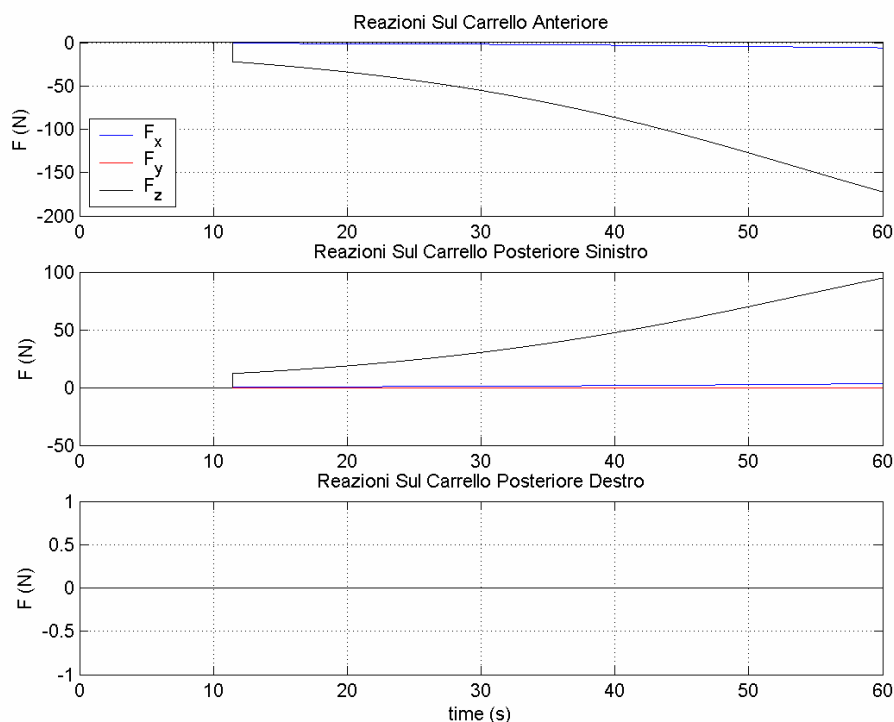


Figura 3.30 - Andamento delle reazioni su ogni carrello in caso di velivolo rollato ed imbardato

La reazione totale è la stessa, visto che lo è anche il carico, ma cambiano le forze di reazione su ciascun carrello, dovendo in questo caso anche equilibrarsi anche rispetto al momento rispetto all'asse Y.

Come verifica finale è stata eseguita una prova in cui fosse permesso al velivolo di acquisire la posizione orizzontale una volta avvenuto il contatto con la pista:

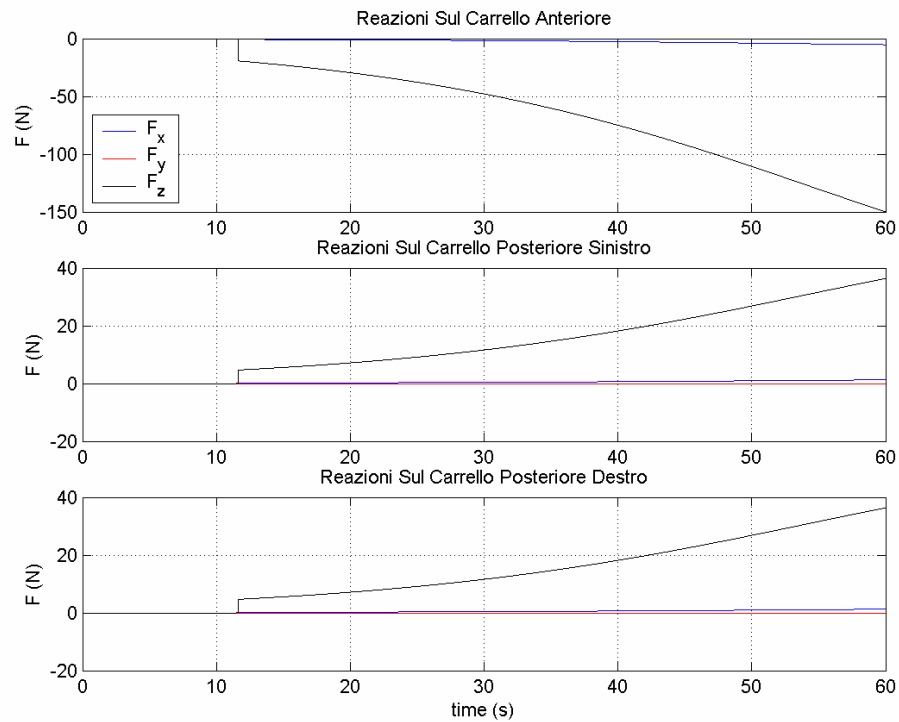


Figura 3.31 - Reazioni su ogni carrello nella prova con contatto di tutte le ruote

La cosa più interessante però si vede eseguendo uno zoom nell'intorno dell'istante di contatto:

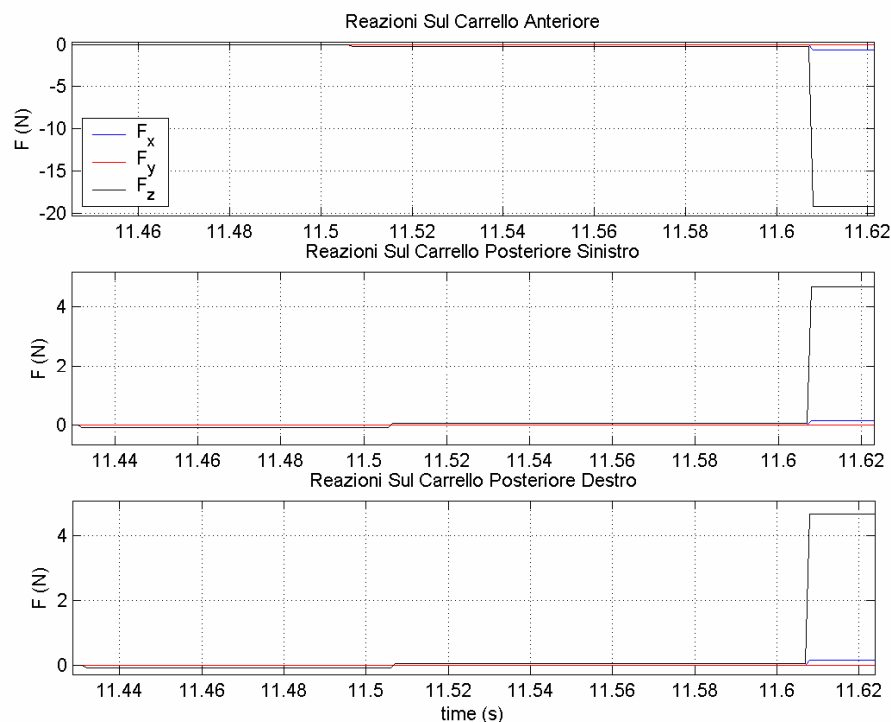


Figura 3.32 - Ingrandimento nell'intorno dell'istante di contatto al suolo

È infatti possibile notare come le reazioni sul carrello principale cambino di segno quando anche il carrello anteriore tocca il suolo e questo è dovuto, come è già stato detto in precedenza, alla necessità di equilibrare il velivolo anche rispetto al momento. Questa è un'ulteriore prova della correttezza del modello generato di gestione del carrello.

Dopo aver verificato il corretto funzionamento del Blocco di Gestione dei Carrelli, con *Tester_Carrello*, è stato deciso di eseguire una prova supplementare su un Simulatore completo di tipo Stand-Alone, per controllare e verificare la perfetta integrazione del nuovo blocco creato con la parte già esistente del Simulatore. Per questa prova, il velivolo è stato posto in una condizione di volo a quota molto bassa (10 metri), a pieno carico di carburante, con tutti i comandi nulli ed una velocità di volo (5 m/s) che non fosse in grado di generare una portanza in grado di mantenere il velivolo in volo. Gli angoli di Eulero sono stati impostati uguali a: $\varphi=0$ rad, $\theta=0.1$ rad, $\psi=0$ rad. Inoltre il tempo per cui è stata eseguita la simulazione è stato di 5.5 secondi, nel quale il velivolo è riuscito comunque ad impattare con il suolo e quindi è stato possibile in tempi brevi verificare il Blocco di Gestione dei Carrelli.

I risultati ottenuti sono quelli riportati nelle figure di seguito:

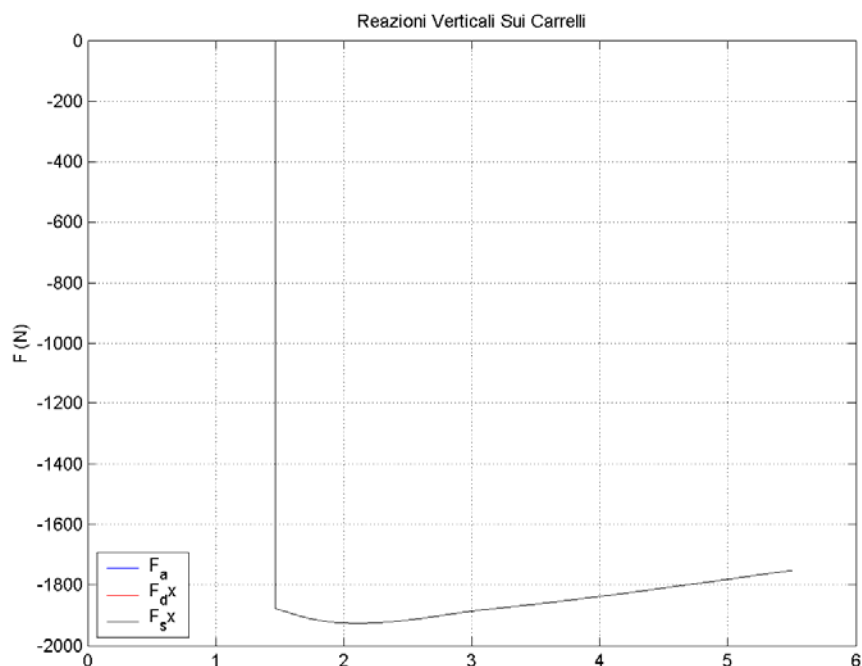


Figura 3.33 – Verifica del Blocco dei Carrelli sul Simulatore Stand-Alone

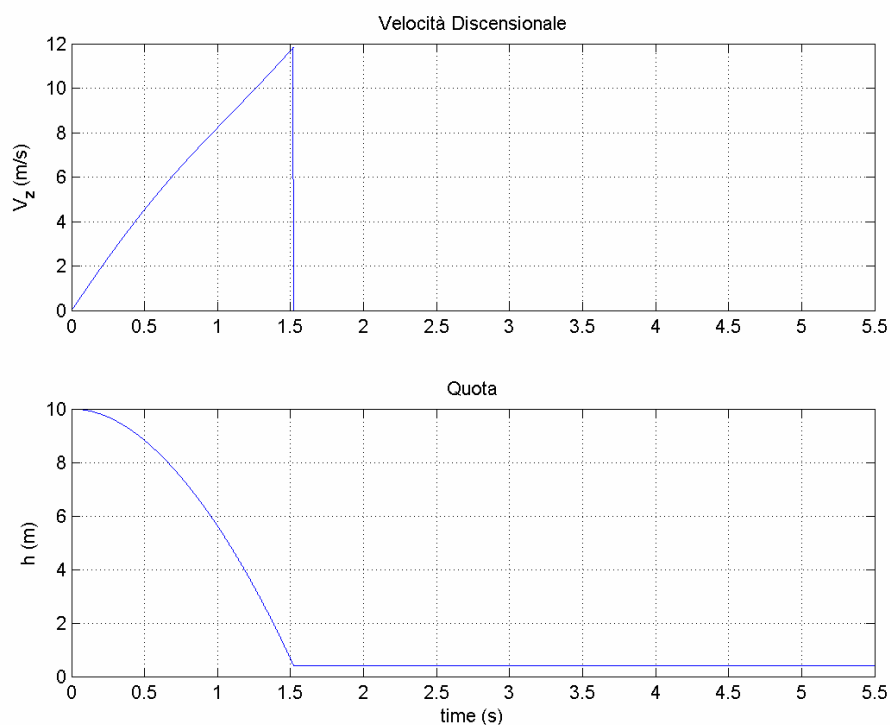


Figura 3.34 - Verifica del Simulatore di Pista nel Simulatore Stand-Alone

Dalla prima di queste due figure è possibile notare come, avvenendo il contatto sul carrello posteriore, la reazione sia equamente distribuita sulle due ruote. La figura seguente invece mostra il corretto funzionamento del Simulatore di Pista così come era già stato dimostrato dall'utilizzo del *Tester_Carrello*.

3.2.4 Modifiche al Simulatore dovute al Blocco del Carrello

La modifica più importante è proprio quella dell'inserimento del cosiddetto Simulatore di Pista, necessario come è stato dimostrato per eseguire correttamente la manovra di atterraggio.

Il Simulatore di Pista entra infatti in gioco solamente qualora il velivolo sia soggetto ad un'accelerazione verticale positiva e tutti i carrelli siano a contatto con il suolo.

Il modello del "Simulatore di Pista" è stato inserito all'interno del blocco C.2 del Simulatore, in cui sono integrate le variabili della dinamica del velivolo. Nello schema riportato di seguito è messo in evidenza il nuovo blocchetto inserito:

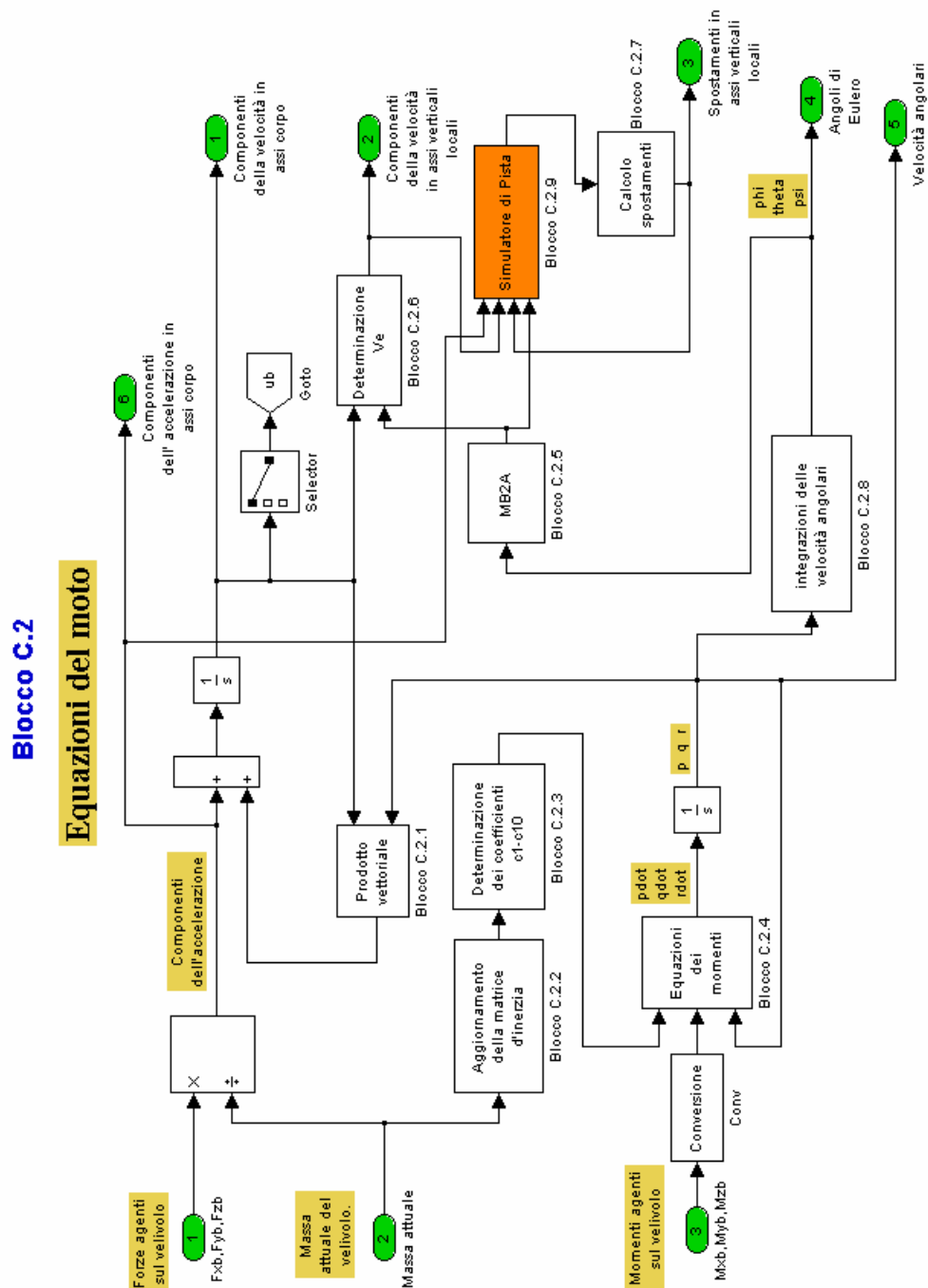


Figura 3.35 - Inserimento del blocco Simulatore di Pista

Come si può vedere in ingresso ci sono:

- Le componenti dell'accelerazione in assi corpo, che saranno poi riportate lungo gli assi verticali locali, per mezzo dell'apposita matrice di trasformazione.

- Le componenti della velocità rispetto agli assi verticali locali.
- La quota di volo, necessaria come già detto per l'eventuale azzeramento della componente verticale della velocità.
- La matrice di trasformazione da assi corpo ad assi verticali locali.

Il Simulatore di Pista non aggiungendo altre variabili al Simulatore, ma utilizzando solamente quelle già note dall'integrazione, riesce a migliorare la qualità della simulazione del volo senza appesantire la mole di calcoli a carico del Simulatore.

Un'altra modifica necessaria è stata quella dettata dalla necessità di integrare il modello di Gestione del Carrello all'interno del Simulatore. In precedenza era già presente un modello, che però si basava su quello che era il vecchio simulatore di volo e che si basava su un velivolo di grosse dimensioni dotato di carrelli retrattili, dotati tra l'altro di impianto frenante. Il velivolo UAV-SCAUT invece ha i carrelli fissi e l'unico impianto frenante è quello dato dai freni aerodinamici e dall'attrito delle ruote con il terreno. In ogni modo il principio alla base del vecchio modello è lo stesso di quello nuovo, per cui l'integrazione all'interno del Simulatore si è rivelata anche in questo caso molto semplice.

Blocco C.4.6

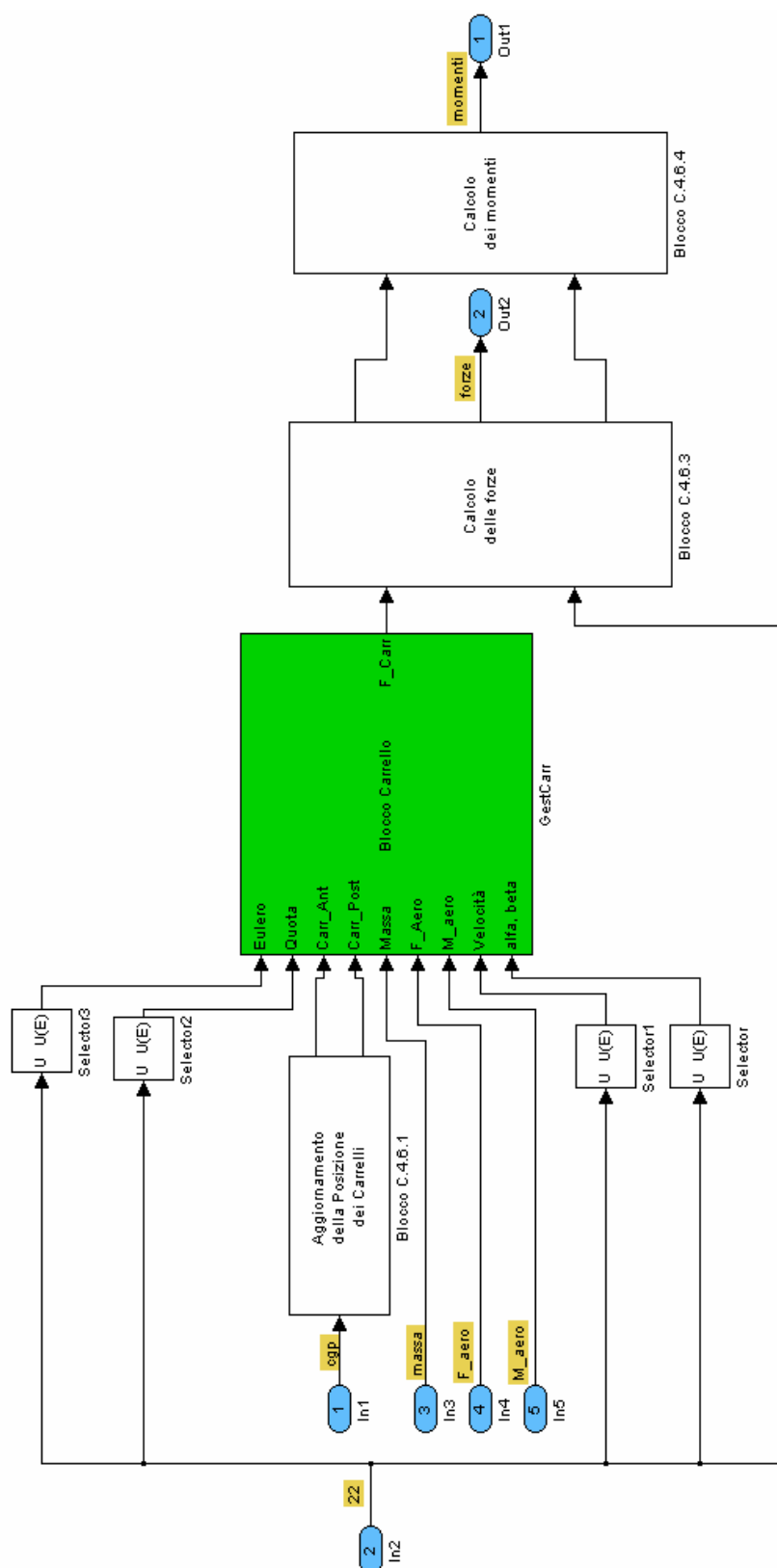


Figura 3.36 - Inserimento del modello di gestione del Carrello all'interno del Simulatore

Il nuovo modello che gestisce il carrello è stato infatti incorporato all'interno del blocco C.4 in cui sono calcolate le forze ed i momenti agenti sul velivolo siano esse di tipo aerodinamico, inerziali o dovute ai carrelli. Si è trattato solamente di aggiornare il modello già esistente per poterlo integrare con il nuovo modello. Nel modello precedente, derivante dal vecchio simulatore di volo era anche calcolata la deflessione dei carrelli, che in questo caso è inutile visto che i carrelli dell'UAV sono fissi. La posizione del baricentro adesso è necessaria per conoscerne la distanza dalle ruote e poter quindi calcolare in modo corretto l'intensità delle reazioni dei carrelli.

Al suo interno il blocco chiamato "*GestCarr*" ed evidenziato in verde è diviso in 3 sottoblocchi, i cui compiti sono:

- Controllare se il velivolo abbia toccato il suolo.
- Trasformare le forze ed i momenti aerodinamici dai sistemi di riferimento rispettivamente di assi vento e stabilità al sistema di riferimento verticale locale.
- Calcolare le componenti delle reazioni introdotte dai carrelli.

Nella figura riportata a seguito è possibile vedere i 3 sottoblocchi e come questi utilizzino i dati in ingresso:

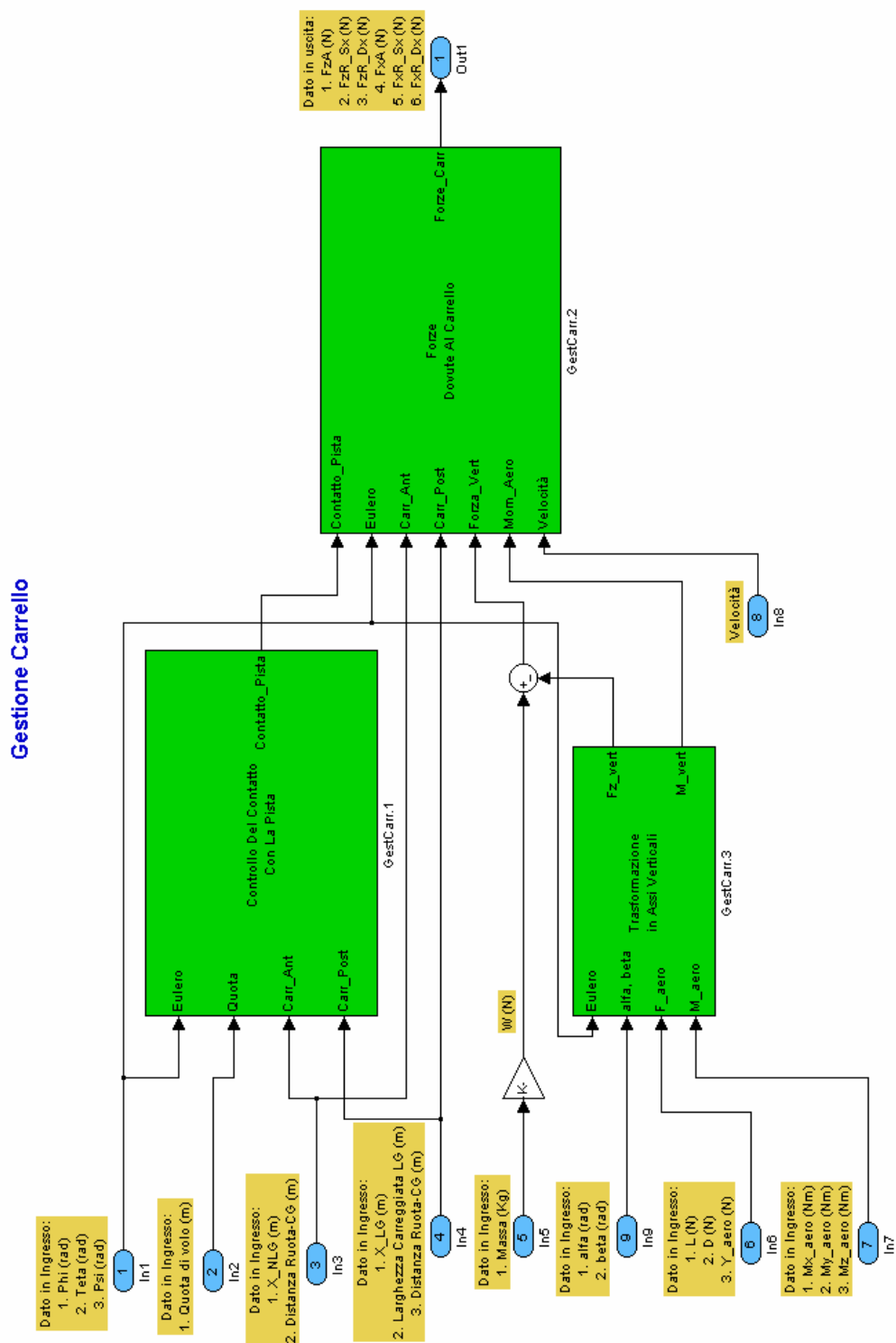


Figura 3.37 - Suddivisione del modello del Carrello in tre sottoblocchi

Dopo ciò i valori delle forze agenti su ogni ruota sono passate al blocco che le converte rispetto al sistema di riferimento assi corpo e quindi saranno usate per calcolare i momenti introdotti dalle reazioni stesse sul velivolo.

4 Il Flight Management System

4.1 Generalità

Lo FMS (*Flight Management System*) è il vero e proprio centro nevralgico del velivolo. È infatti il sistema preposto alla gestione del velivolo e per questo è collegato fisicamente ai sistemi di comando del velivolo ed ai sistemi di acquisizione dei dati interni ed esterni. Lo FMS deve essere in grado di gestire il velivolo sia in maniera indiretta, quando cioè il pilota effettua personalmente le manovre tramite la cloche, sia in modo diretto, ovvero quando sono attivate le funzioni di navigazione automatica.

Partendo da questi presupposti si può comprendere la necessità di avere una struttura interna al FMS formata da 3 grandi funzioni:

- Acquisizione dei dati dai sensori.
- Gestione della navigazione.
- Controllo del funzionamento delle apparecchiature e dei guasti.

Per acquisire i dati provenienti dai sensori e dalle apparecchiature installate sull'UAV-SCAUT, sarà necessario collegarle al computer di bordo tramite un'apposita scheda di acquisizione dati, che abbia la capacità di leggere i segnali in termini di voltaggio, così da permetterne la gestione e la manipolazione da parte dello FMS.

Per gestire in maniera efficace ed efficiente la navigazione del velivolo, è stato implementato un blocco apposito che, prendendo i dati provenienti dai sensori e dalle interfacce con il pilota, è in grado di determinare gli angoli di deflessione delle superfici mobili, così da poter poi comandare correttamente le rotazioni degli attuatori. Sarà perciò necessario il collegamento con una scheda che permetta di trasformare i valori assegnati agli angoli di rotazione in segnali elettrici per i servocomandi.

Il controllo del funzionamento di tutte le apparecchiature è un requisito fondamentale per la corretta esecuzione della missione, ma anche per poter ottenere la certificazione aeronautica. Quest'ultima prevede tra l'altro la presenza di una quadruplice ridondanza nei sistemi, così da rendere molto bassa la probabilità di un guasto generale di tutti i sistemi di bordo. L'individuazione

della presenza e della locazione degli eventuali guasti permetterà, in un secondo momento la definizione di una serie di regole che indichino allo FMS come modificare la missione in funzione della gravità del guasto occorso.

Nel presente capitolo saranno dapprima descritte in dettaglio le caratteristiche degli apparati hardware collegati con lo FMS e poi le modifiche al software che si sono rese indispensabili a causa dell'introduzione di nuovi sistemi simulati (vedi GPS), ma anche del collegamento con apparecchiature di acquisizione dei dati e con i servocomandi. In ultima analisi sarà mostrata il primo modello che permetta l'individuazione dei guasti.

4.2 Le Apparecchiature del FMS

È già stato spiegato che lo FMS dovrà essere fisicamente installato sul modello dell'UAV-SCAUT, con tutti gli strumenti necessari per permettere l'espletamento ottimale della missione assegnata. La struttura fisica del FMS è composta da un computer dotato di disco flash, su cui è memorizzato il sistema operativo ed i dati necessari ad *xPC Target*. Al computer sono state collegate una scheda di rete ethernet e due schede di acquisizione dei dati, una per la lettura dei segnali ed una per l'applicazione dei segnali di comando.

Le schede di acquisizione sono una *Quartz-MM-10* ed una *Diamond-MM-32-AT*, prodotte dalla Diamond System Corporation. Ai capi dei terminali della scheda di acquisizione *Quartz-MM-10* arrivano i segnali provenienti dai potenziometri e dovranno anche arrivare i segnali dei trasduttori di pressione e temperatura presenti nel tubo di Pitot. In questo modo è possibile ricavare gli angoli di deflessione rilevati dai potenziometri ed anche i valori di velocità indicata, di pressione statica, di temperatura e da questi derivare quelli di quota rispetto all'atmosfera standard.

Ai terminali della scheda *Diamond-MM-32-AT* saranno applicate le tensioni che traducono i comandi assegnati ai servocomandi. Con queste due schede è possibile perciò applicare un segnale di comando ed avere un feedback sullo stesso che rende possibile sapere quanto fedelmente il comando sia stato applicato.

In Figura 4.1 è possibile vedere lo schema dei collegamenti effettuati tra la scheda *Diamond-MM-32-AT* ed i servocomandi:

J3: Analog I/O Header			
AGND	1	2	AGND
Vin 0/0+	3	4	Vin 16/0-
Vin 1/1+	5	6	Vin 17/1-
Vin 2/2+	7	8	Vin 18/2-
Vin 3/3+	9	10	Vin 19/3-
Vin 4/4+	11	12	Vin 20/4-
Vin 5/5+	13	14	Vin 21/5-
Vin 6/6+	15	16	Vin 22/6-
Vin 7/7+	17	18	Vin 23/7-
Vin 8/8+	19	20	Vin 24/8-
Vin 9/9+	21	22	Vin 25/9-
Vin 10/10+	23	24	Vin 26/10-
Vin 11/11+	25	26	Vin 27/11-
Vin 12/12+	27	28	Vin 28/12-
Vin 13/13+	29	30	Vin 29/13-
Vin 14/14+	31	32	Vin 30/14-
Vin 15/15+	33	34	Vin 31/15-
Vout 3	35	36	Vout 2
Vout 1	37	38	Vout 0
Vref Out	39	40	Agnd
A/D convert	41	42	Ctr 2 Out/Dout 2
Dout 1	43	44	Ctr 0 Out/Dout 0
Extclk/Din 3	45	46	Extclk/Din 2
Gate 0/Din 1	47	48	Clk 0/Din 0
+ 5 V	49	50	Dgnd

Figura 4.1 - Schema dei collegamenti per la scheda Diamond-MM-32-AT

Nella Tabella 4.1 sono poi riportati i significati dei nomi riportati nello schema:

Nome Segnale	Definizione
Vin 15/15+ a	Canali d'ingresso analogico 15-0 in modalità single-ended;
Vin 0/0+	Lato alto dei canali d'ingresso 15-0 in modalità differenziale
Vin 31/15- a	Canali d'ingresso analogico 31-16 in modalità single-ended;
Vin 16/0-	Lato inferiore dei canali d'ingresso 15-0 in modalità differenziale
Vref Out	Segnale di +5V dal chip di riferimento su scheda
Vout 0-3	Canali d'uscita analogica a 12-bit
AD Convert	Convertitore A/D di segnale; può essere usato per sincronizzare più schede
Dout 2-0	Porta d'uscita digitale con funzioni di contatore/timer
Din 3-0	Porta d'ingresso digitale con funzioni di contatore/timer e trigger esterno
Agnd	Messa a terra analogica; connesso alla "terra" digitale in un unico punto al convertitore DC/DC PS1 sulla scheda
Dgnd	"Messa a terra" digitale; connessa alla terra del bus del PC/104

Tabella 4.1 - Significato dei nomi della scheda Diamond-MM-32-AT

L'assegnazione dei canali dei pin 3-34 cambia in dipendenza dalle impostazioni di configurazione single-ended/differenziale sulla scheda. Per maggiori e più dettagliate informazioni è consigliabile consultare [7].

In Figura 4.2 sono poi riportati i collegamenti tra la scheda *Quartz-MM-10* ed i potenziometri, ed anche quali canali sono stati lasciati liberi per i trasduttori del tubo di Pitot:

J3			
In 1	1	2	In 2
Gate 1	3	4	Gate 2
Out 1	5	6	Out 2
In 3	7	8	In 4
Gate 3	9	10	Gate 4
Out 3	11	12	Out 4
In 5	13	14	Out 5
Gate 5	15	16	Fout
In 6	17	18	In 7
Gate 6	19	20	Gate 7
Out 6	21	22	Out 7
In 8	23	24	In 9
Gate 8	25	26	Gate 9
Out 8	27	28	Out 9
In 10	29	30	Out 10
Gate 10	31	32	Interrupt inj
Dout 7	33	34	Din 7
Dout 6	35	36	Din 6
Dout 5	37	38	Din 5
Dout 4	39	40	Din 4
Dout 3	41	42	Din 3
Dout 2	43	44	Din 2
Dout 1	45	46	Din 1
Dout 0	47	48	Din 0
+ 5 V	49	50	Ground

Figura 4.2 - Schema dei collegamenti per la scheda Quartz-MM-10

Anche in questo caso, nella Tabella 4.2 sono riportati i significati dei nomi dello schema:

Segnale	Descrizione
In X	Segnale d'ingresso per il contatore/timer n.X
Gate X	Gate d'ingresso per il contatore/timer n.X
Out X	Segnale d'uscita per il contatore/timer n.X
Fout	Uscita del generatore di frequenza programmabile sul chip del contatore 1
Interrupt input	Ingresso esterno per l'interruzione d'operazione del bus

	hardware del PC/104
Dout 7-0	Uscite digitali
Din 7-0	Ingressi digitali
+5V	+5 V in corrente continua dal bus del PC/104
Ground	“Messa a terra” digitale dal bus del PC/104

Tabella 4.2 - Significato dei nomi per la scheda Quartz-MM-10

Anche per questa scheda è possibile reperire maggiori informazioni sull'apposito manuale d'utilizzo, riportato in [8].

4.3 Modifiche apportate al software FMS

Il *software* del FMS deve essere caricato sul computer tramite connessione di rete. I *software* sono dei modelli *Simulink*[™] che poi tramite *Xpctarget* vengono compilati in linguaggio C e quindi inviati al *pc target*, in questo caso FMS, per poter effettuare la simulazione in tempo reale.

La corretta procedura da seguire per effettuare la compilazione sul FMS è riportata nell'Appendice A.

Andiamo adesso ad analizzare il modello più recente di FMS, che è provvisto dei sottosistemi che gestiscono i dati provenienti dal tubo di Pitot, che allo stato attuale delle cose resta ancora simulato, dalle piattaforme inerziale e GPS e degli attuatori e della loro gestione dei guasti.

La filosofia, alla base di ogni modifica alle parti, è stata sempre quella di ridurre al minimo i cambiamenti nella struttura interna alla parte stessa in modo da non stravolgerne la forma e dando così la possibilità ai vari utilizzatori di ridurre i tempi di apprendimento necessari per un corretto uso dell'attrezzatura. Le modifiche apportate quindi saranno sempre e solo quelle strettamente necessarie ed inevitabili, cercando comunque di mantenere, almeno nella forma esteriore le cose inalterate. Un esempio pratico può rendere assai più chiare le cose: nei modelli precedenti alla creazione del Rack, la strumentazione di bordo e la mappa erano gestiti da un unico computer (chiamato Cockpit) e quindi da questo i dati venivano passati al Joystick, che a sua volta li inviava, insieme ai segnali dei comandi al FMS. Adesso la funzione di Cockpit è stata ripartita su due computer distinti (chiamati Strumenti e Mappe) e perciò sarebbe stato possibile inviare i dati di ognuno direttamente al FMS, ma per il criterio di progetto precedentemente illustrato è stato deciso di mantenere la stessa forma del flusso

di dati, ovvero Strumenti e Mappe inviano i loro dati a Joystick, che li unisce in un unico vettore e successivamente li invia a FMS. In questo modo non si è reso necessario modificare la struttura degli ingressi del FMS.

La Figura 4.3 rende evidente che il nuovo modello è praticamente identico a quello vecchio:

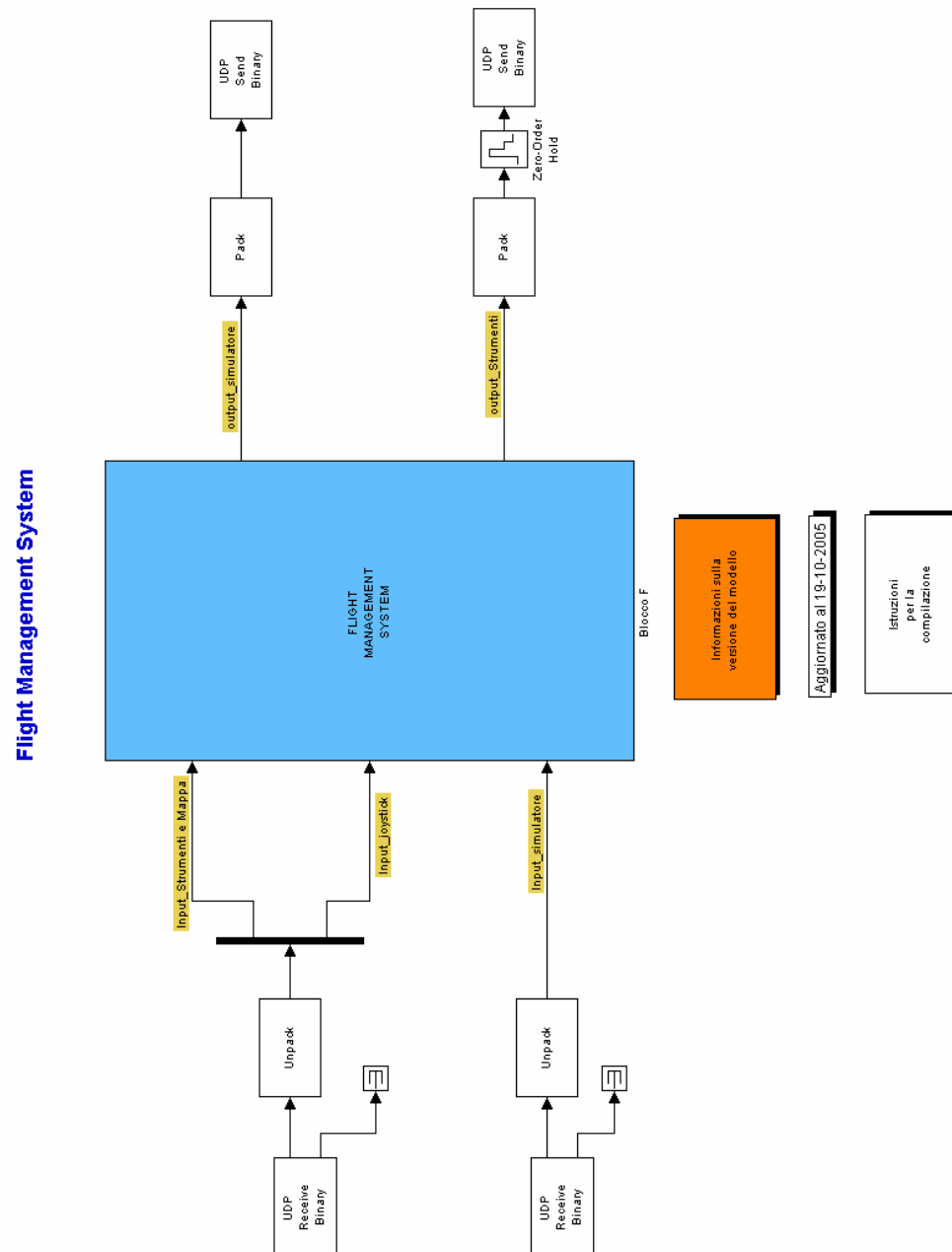


Figura 4.3 - Struttura Generale del modello di FMS

Anche all'interno le modifiche sono minime e saranno illustrate di seguito. Quella di seguito è una visione d'insieme del blocco principale del FMS:

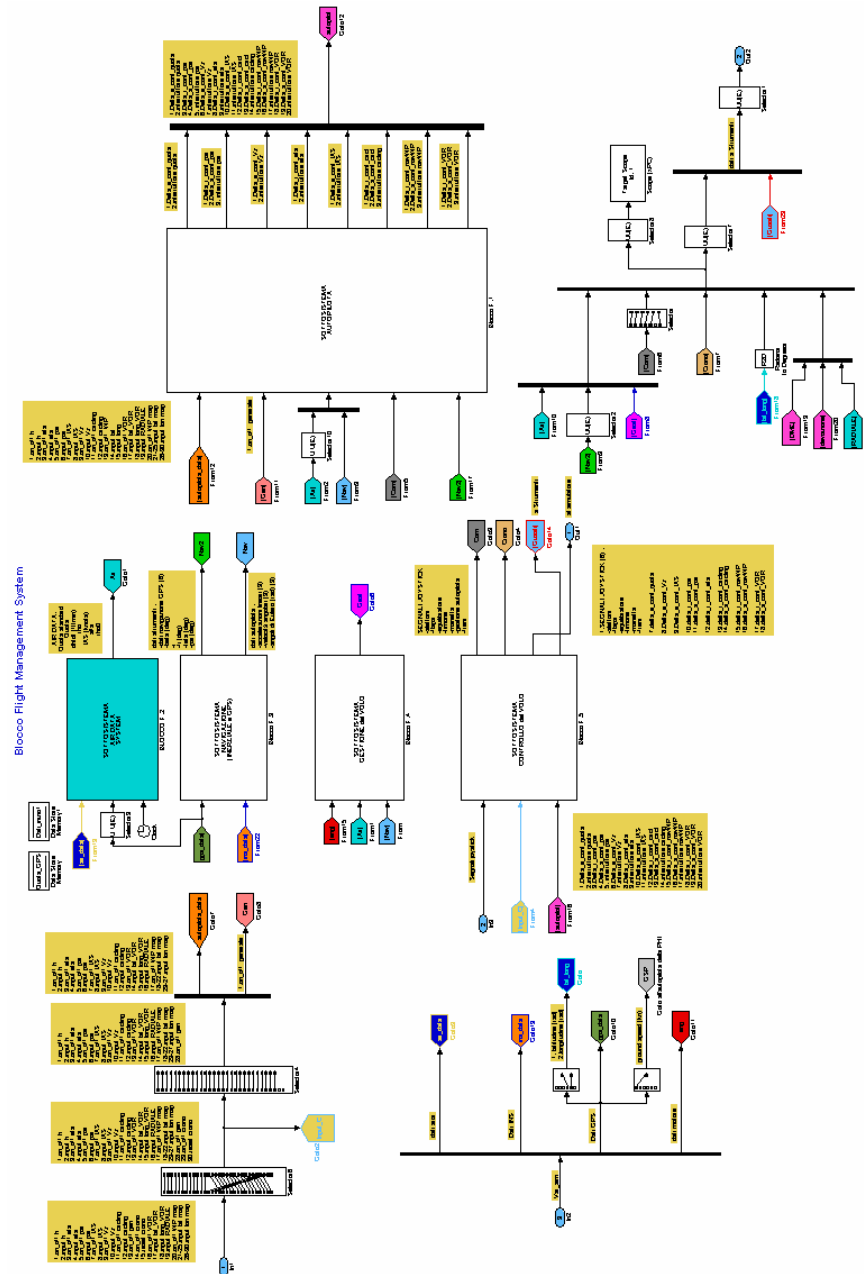


Figura 4.4 - Struttura interna del modello di FMS

Da questa immagine è difficile riuscire a cogliere la totalità dei cambiamenti apportati, perciò di volta in volta l'attenzione sarà focalizzata su un particolare di cui saranno illustrate le novità rispetto alle versioni precedenti.

Le prime differenze presenti sono quelle del vettore degli ingressi provenienti da Joystick:

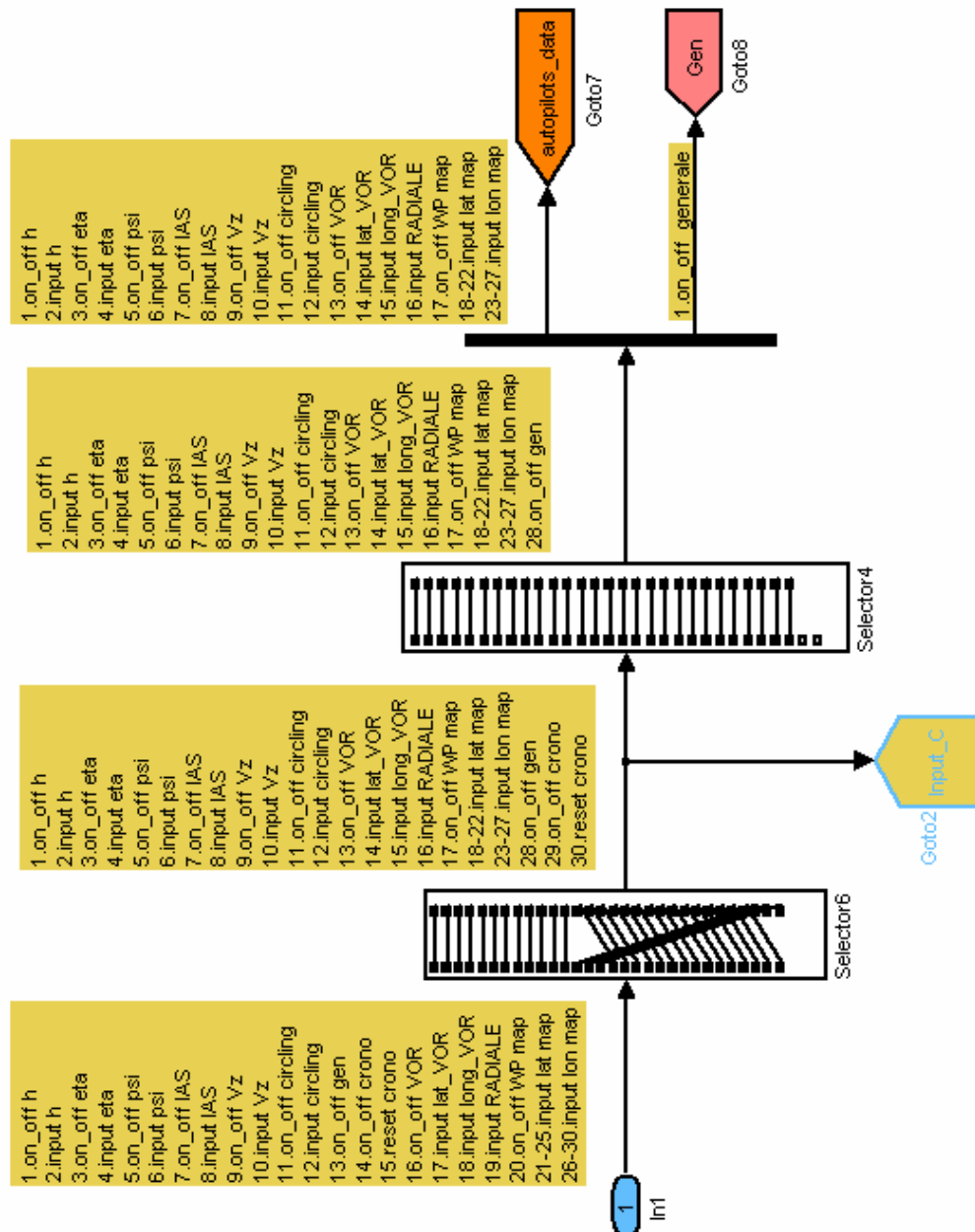


Figura 4.5 - Vettore degli ingressi provenienti da Joystick

L'unica, ma rilevante, differenza rispetto alle versioni precedenti è che il vettore è di 30 elementi, anziché di 33, perché, da quando sono stati separati Strumenti e Mappe, è stata inibita la possibilità d'inserire la navigazione a Waypoint dal pannello della Strumentazione. Questa cosa sarà trattata più approfonditamente nei capitoli dedicati a Strumenti e Mappe.

Passando adesso agli ingressi provenienti da Sim:

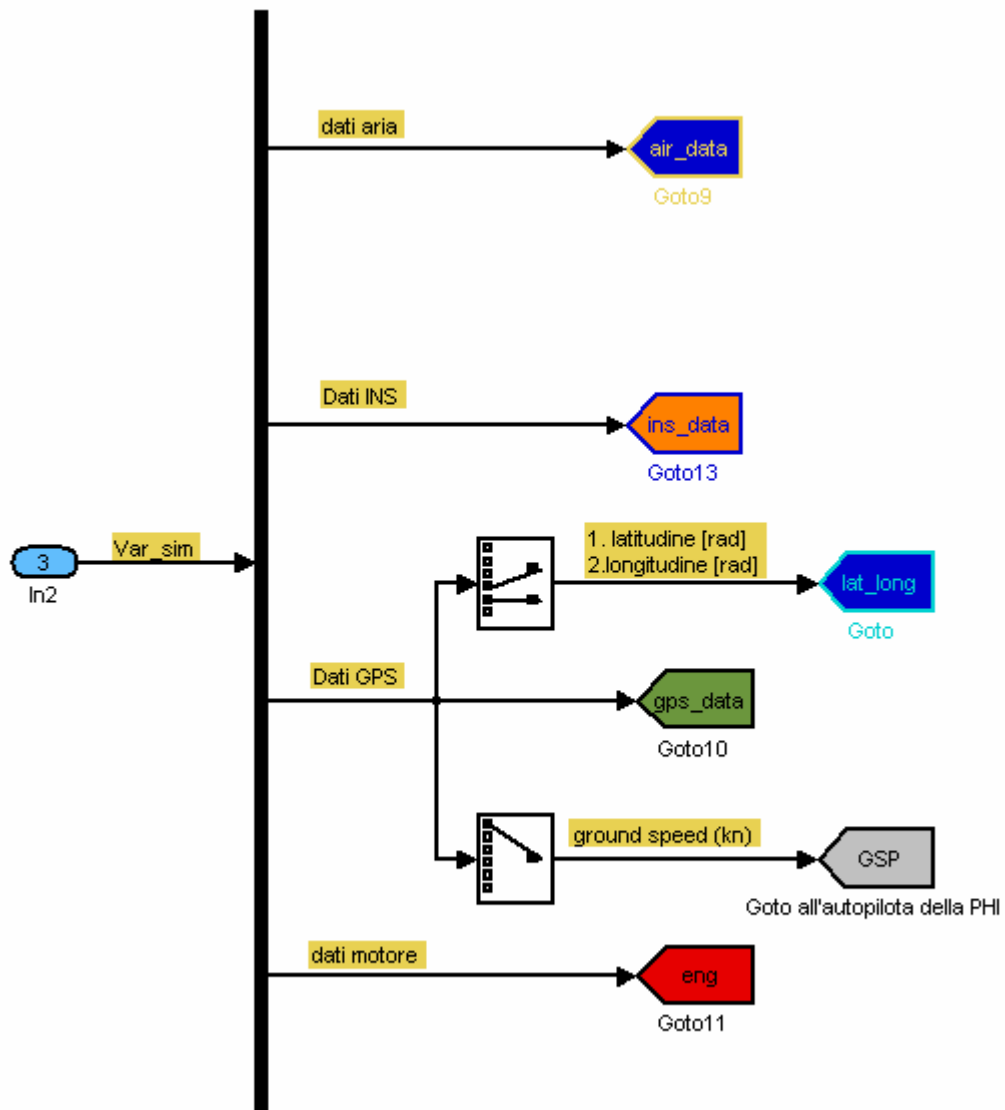


Figura 4.6 - Vettore degli ingressi provenienti dal Simulatore

In realtà questi ingressi non sono cambiati, semplicemente è stato deciso di raggrupparli in modo leggermente diverso, in previsione di quando saranno montate le piattaforme inerziale e GPS sul velivolo.

Una modifica un po' più sostanziosa è quella relativa ai sottosistemi dei Dati Aria e di Navigazione, come si vede in Figura 4.7:

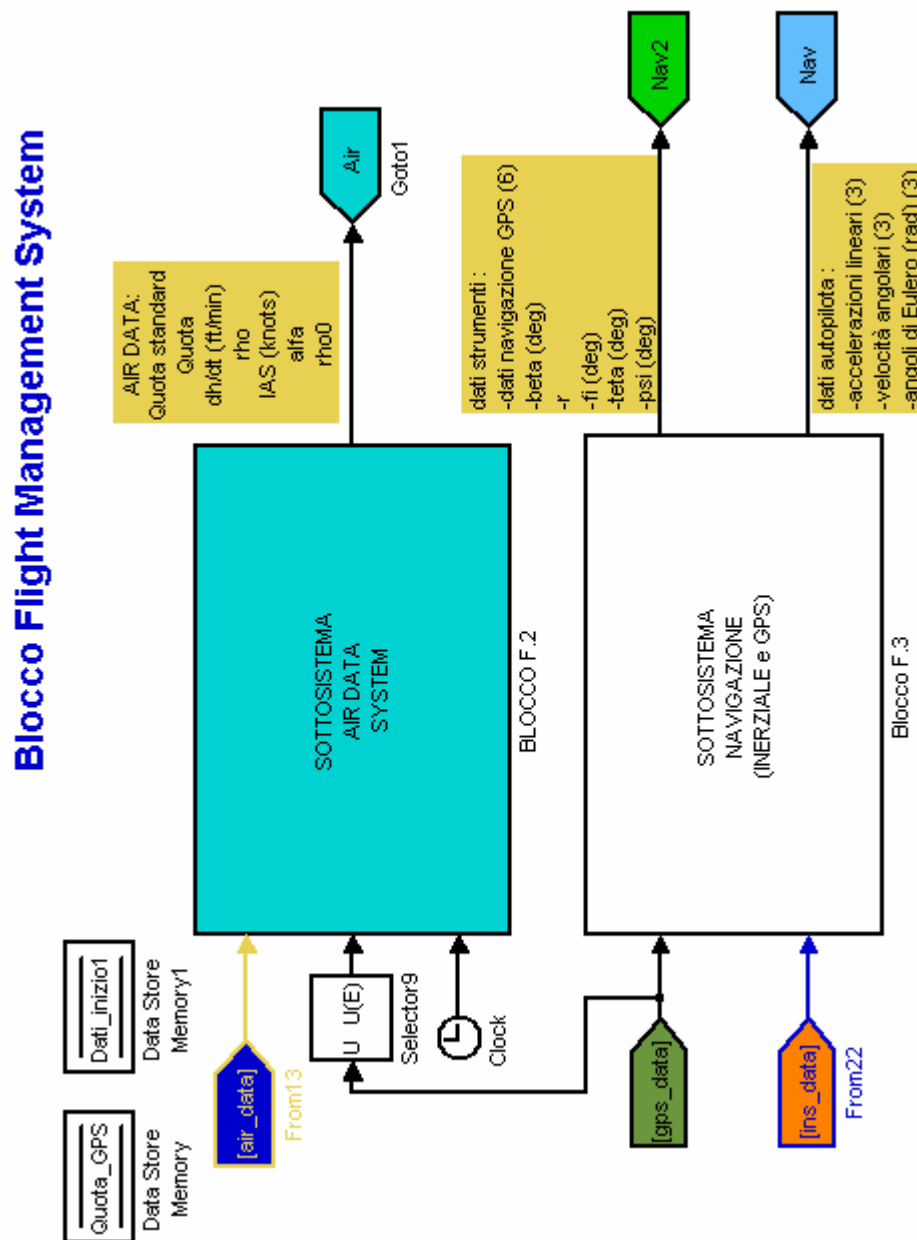


Figura 4.7 - Sottosistemi Dati Aria e Navigazione

La differenza, che più salta agli occhi, è che in ingresso adesso ci sono anche alcuni valori provenienti dal GPS (quota e presenza di un guasto), perché in questo modo è possibile, in caso di guasto del GPS, riuscire a ricavare in modo approssimativo la quota tramite i parametri atmosferici. Per la spiegazione fare riferimento all'Appendice C. È inoltre presente in ingresso anche un blocco Clock, fino ad ora mai utilizzato, che serve per registrare i valori dei parametri atmosferici al suolo. Una terza differenza è, come già detto, la presenza dei

valori del GPS e INS (*Inertial Navigation System*). Meno evidenti sono invece le modifiche nei valori in uscita.

Il nuovo sistema Dati Aria, infatti, prevede all'interno del vettore delle uscite: livello di volo, quota, velocità di salita, densità dell'aria, velocità indicata (IAS), incidenza e densità dell'aria al suolo.

Il nuovo sottosistema Navigazione prevede solo un aumento degli elementi in uscita dovuto all'aumento dei dati del GPS.

Passiamo ora al sottosistema Controllo del Volo:

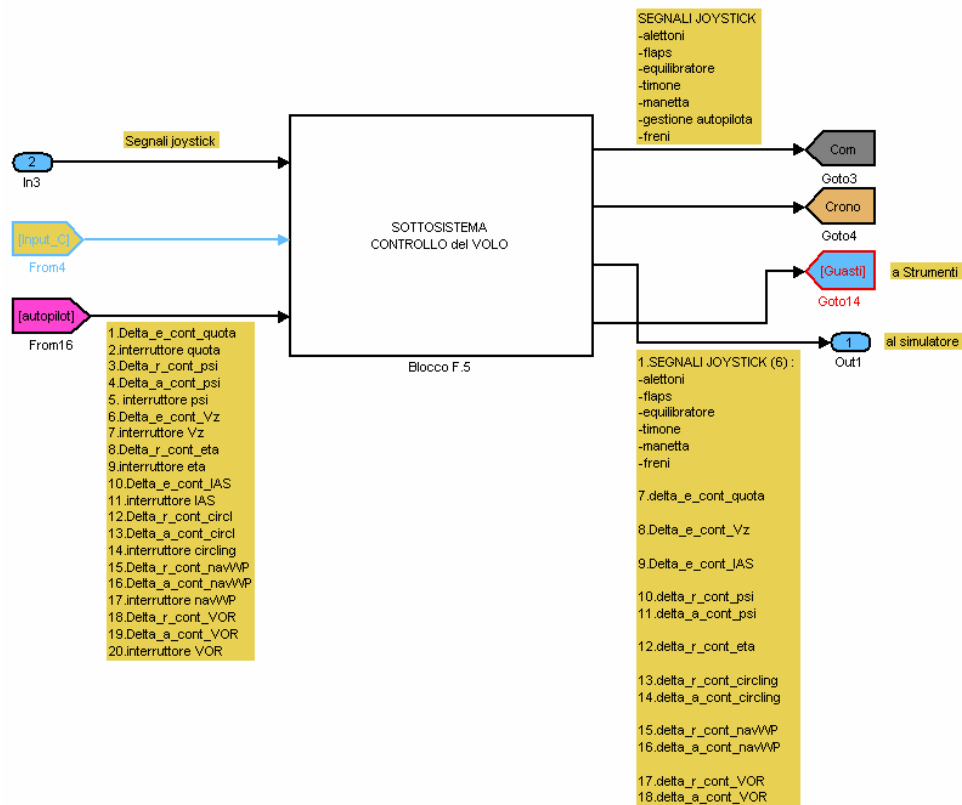


Figura 4.8 - Sottosistema Controllo del Volo

Anche in questo caso le differenze più grandi sono all'interno del blocco, anche se è possibile notare il passaggio del vettore dei guasti verso Strumenti. È possibile vedere, anche in questo frangente, l'intero sottosistema nell'Appendice D.

Andando a controllare la parte riguardante il sottosistema Autopilota, è possibile notare immediatamente che le differenze sono tutte dovute alla riduzione del numero di elementi in ingresso. Ciò in ogni caso non comporta niente altro che una modifica della gestione della navigazione a Waypoint.

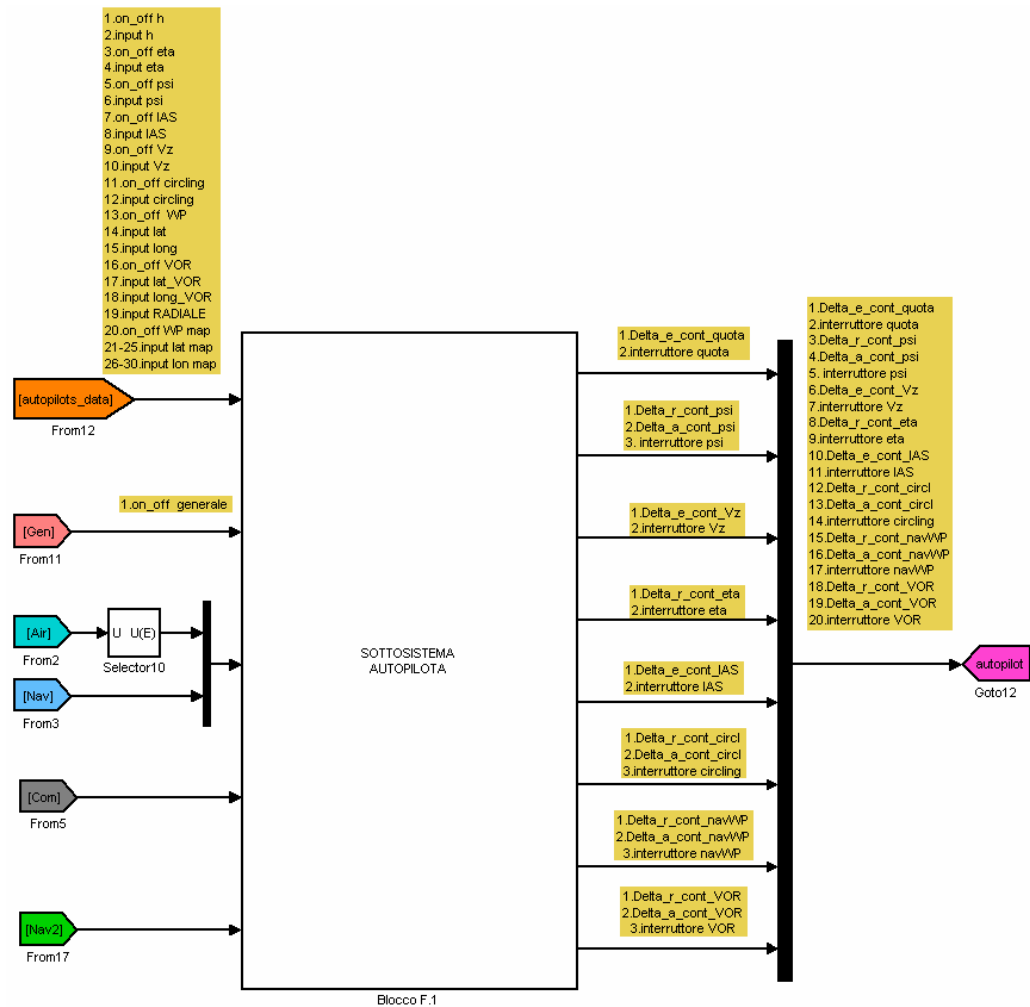


Figura 4.9 - Particolare del sottosistema Autopilota

In Appendice E si può vedere il nuovo sottosistema e le modifiche apportate.
In ultima analisi non rimane che analizzare se il vettore delle uscite verso Strumenti:

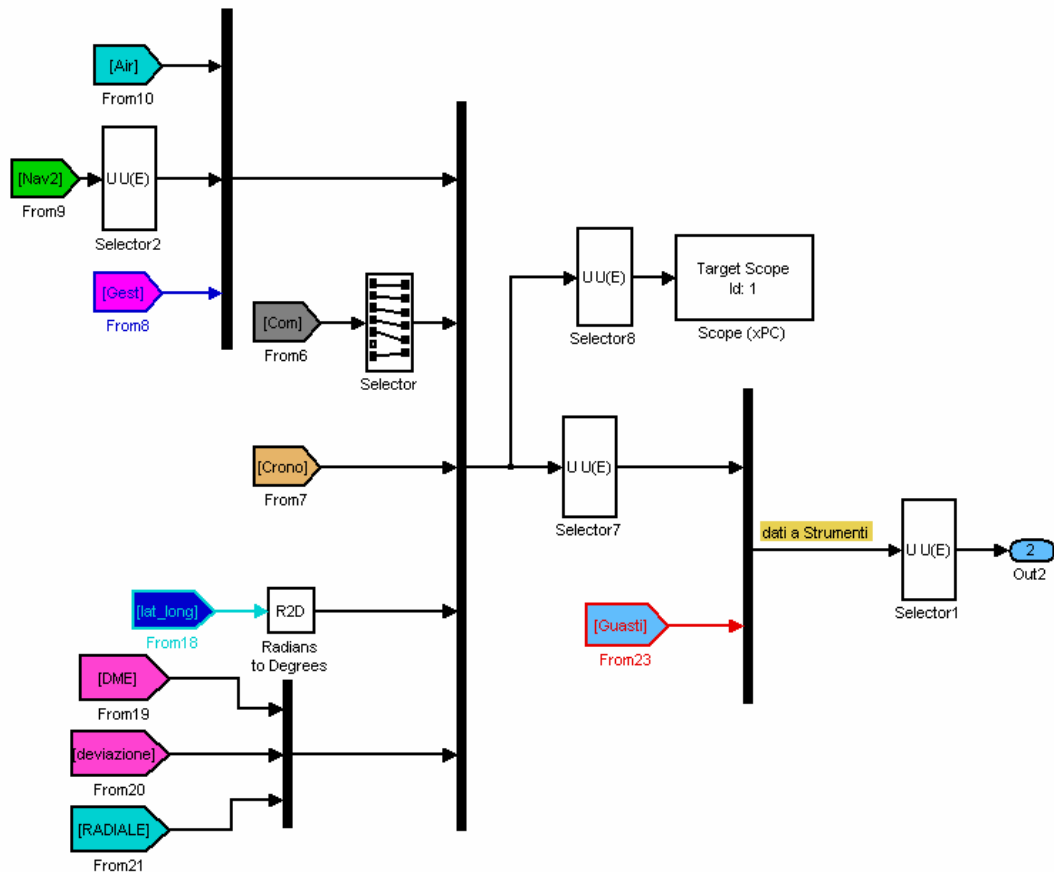


Figura 4.10 - Uscite da FMS verso il Strumenti

Il vettore delle uscite verso Strumenti è formato da due parti. La prima parte è identica a prima, perché su questi valori era stato generato il pannello della strumentazione di bordo; mentre la seconda parte aggiunge alle uscite già presenti il vettore che permette la segnalazione dei guasti.

4.3.1 Il Sottosistema Dati Aria

A seguito dell'installazione del tubo di Pitot e dei suoi traduttori di pressione e temperatura sul velivolo, il Sistema di Gestione del Volo (FMS) dovrà essere in grado di ricavare autonomamente i dati atmosferici e conseguentemente la velocità indicata dell'aria (IAS) ed anche l'incidenza di volo. Per fare questo è indispensabile che FMS sia provvisto di un sottosistema in grado di ricavare questi dati più altri che possono risultare utili.

La prima versione del modello dell'*Air Data System*, si basava sul semplice utilizzo delle equazioni dell'atmosfera standard, riportate in Appendice C, che erano le stesse usate dal simulatore, per cui era un po' come passare direttamente i valori a FMS. Non era però una buona simulazione di un sistema di acquisizione dei dati aria, perché il risultato era lo stesso calcolato dal Simulatore, mentre i segnali provenienti dai trasduttori sono naturalmente soggetti ad errori, dovuti tra gli altri alla presenza di rumore elettronico.

Nello sviluppo della nuova versione si è perciò cercato di generare un modello che simulasse in modo più realistico la situazione effettiva. Questo è stato possibile in due modi: uno è stato quello di acquistare il tubo di Pitot dalla ditta KIMO ed utilizzando, per calcolare la velocità indicata, la funzione propria del tubo fornita dalla casa produttrice; l'altro è stato quello di inserire per la prima volta, un blocco *Time*, che serve a FMS per memorizzare i valori di pressione e temperatura al suolo, ipotizzando che i trasduttori abbiano bisogno di un certo lasso di tempo per giungere al funzionamento di regime.

Nel nuovo modello è poi stata aggiunta anche una funzionalità che può risultare utile in caso di guasto del sistema GPS, ovvero il sottosistema Dati Aria può fungere anche da altimetro. Questa funzione è attiva solamente qualora si riscontri un effettivo malfunzionamento del sistema di posizionamento; in quel caso sarebbe consigliabile atterrare, prima di perdere il velivolo e con esso tutta la sua strumentazione, ma non funzionando correttamente il GPS, non saremmo in grado di avere le giuste informazioni sulla quota del velivolo e quindi l'atterraggio non potrebbe avvenire in condizioni di sicurezza. Per ottenere questa sicurezza si utilizza il sottosistema Dati Aria, prima ricavando i dati di pressione e temperatura al suolo, partendo dall'ultima quota GPS valida memorizzata e poi da quelli calcolando la quota per mezzo delle equazioni dell'atmosfera standard; ciò non fornirà mai dati esatti, ma permetterà comunque al pilota di avere una buona stima dell'altezza dal suolo del velivolo, così da permettergli di minimizzare i danni subiti dall'UAV.

In Figura 4.11 è illustrato il diagramma di flusso che sta alla base del funzionamento del sottosistema Dati Aria.

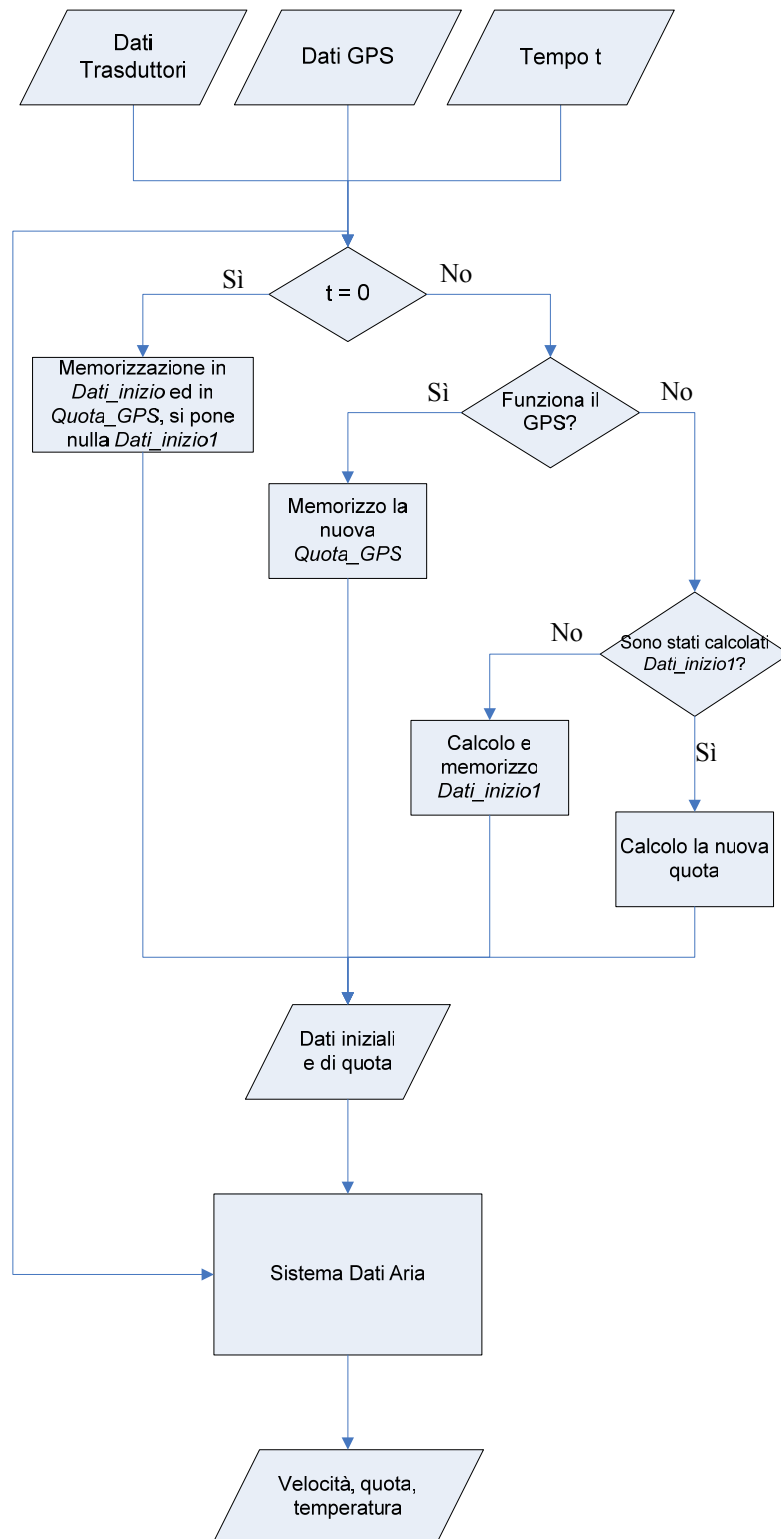


Figura 4.11 - Diagramma di flusso del sottosistema Dati Aria

Sarà adesso descritto l'algoritmo di calcolo dei Dati Aria, fornendo anche le equazioni utilizzate per determinare i valori necessari allo FMS.

Partendo dai dati provenienti dai trasduttori del tubo di Pitot, che sono pressione totale, pressione statica, temperatura, è possibile ricavare i Dati Aria utilizzando le seguenti equazioni:

$$\begin{cases} h_{STANDARD} = \frac{T_0 - T}{\alpha} \\ V_{LAS} = K_{Pitot} \frac{\sqrt{K_1(T - 273.15) + K_2}}{p_0} \sqrt{p_{tot} - p_{stat}} \end{cases}$$

Dove T_0 , p_0 ed α indicano rispettivamente temperatura, in gradi Kelvin, pressione statica, in Pascal, a livello del mare e coefficiente di riduzione della temperatura dell'Atmosfera Standard, mentre K_{Pitot} è il coefficiente di efficienza del tubo di Pitot, da determinare tramite apposite prove di galleria; K_1 e K_2 sono invece due termini che servono per effettuare la compensazione in temperatura della portata. Questa seconda equazione è fornita, unitamente al tubo di Pitot ed ai punti in cui posizionare il tubo stesso per le prove di galleria, dall'azienda produttrice.

Nel caso poi di un guasto al sistema GPS è stato già detto che predisposto l'utilizzo di un altimetro alternativo. Anche questo si basa sulle equazioni dell'Atmosfera Standard. L'algoritmo di funzionamento di questo altimetro è diviso in due parti: la prima è quella in cui sono calcolate temperatura e pressione statica al suolo, considerando come esatta la quota GPS del passo di simulazione precedente; la seconda parte è quella in cui, partendo dai valori ricalcolati al suolo, è calcolata la nuova quota GPS.

Il calcolo a ritroso dei valori al suolo di temperatura e pressione statica sarà effettuato una sola volta ed utilizzerà le seguenti equazioni:

$$\begin{cases} T_0^* = T + \alpha h_{GPS} \\ p_0^* = \frac{p}{\left(\frac{T}{T_0^*} \right)^{\frac{1}{\alpha R}}} \end{cases}$$

Dove R indica la costante di Boltzmann.

Il calcolo invece della quota GPS sarà eseguito ad ogni passo di integrazione per permettere al pilota di avere una stima dell'altezza a cui si trova il velivolo e quindi cercare di eseguire un atterraggio che non comporti danni eccessivi alle

strutture. Dal momento che l'altimetro alternativo si basa sull'Atmosfera Standard, per il calcolo della nuova quota GPS sarà utilizzata l'equazione:

$$h_{GPS} = T_0^* - \alpha T$$

Con ovvio significato dei termini.

Seguendo l'algoritmo appena esposto e lo schema di Figura 4.11 è stato così creato il modello *Simulink*TM del Sistema Dati Aria.

Il modello *Simulink*TM ha, tra i suoi ingressi, il vettore *Alt_GPS*, che, oltre al valore della quota dato dall'altimetro, contiene anche una variabile booleana, che indica l'eventuale mal funzionamento dello stesso. Tale variabile funziona come un interruttore, che assume valore 1, quando funziona correttamente, mentre prende il valore 0, quando è in avaria.

In caso d'avaria è necessario chiedersi se i nuovi dati al suolo (*Dati_inizio1*), da passare all'altimetro tradizionale, siano stati già ricavati oppure no. *Dati_inizio1* è un vettore che contiene la temperatura e la pressione atmosferica al suolo ricalcolati. Per riuscire a rispondere in modo esatto alla domanda di prima, è stato deciso innanzi tutto d'inizializzare la variabile a zero e, dal momento che la pressione atmosferica non può essere nulla, andando a controllare se il valore memorizzato nell'elemento, indicante la pressione, sia pari a zero, è possibile rispondere in modo corretto.

Per testare il funzionamento del Sistema Dati Aria, il modello è stato provato separatamente dal resto del FMS, usando, per generare i dati in ingresso, un sottosistema, appositamente creato e chiamato *Generazione Dati*, che fornisce quota GPS, stato di funzionamento dello stesso, temperatura, pressione statica e differenziale. I dati di quota e pressione differenziale sono stati generati utilizzando il blocco *Simulink*TM denominato *Signal Builder*, che permette di generare segnali con legge qualunque.

Come prova iniziale, è stato ipotizzato che gli andamenti di temperatura e pressione statica fossero esattamente quelli dell'atmosfera standard; mentre per la quota e la pressione differenziale, è stato usato un segnale che riproducesse il decollo, la salita e la crociera.

Il segnale della quota segue questo andamento:

1. Per i primi 3 secondi, la quota è nulla.

2. Nei successivi 10 secondi è simulata una salita, eseguita con legge parabolica, fino ad una quota di 100 m.
3. La quota raggiunta è poi mantenuta fino al termine del tempo di simulazione.

Per la pressione differenziale è stato generato un segnale con questa legge:

1. Per i primi 3 secondi, la pressione aumenta in modo lineare.
2. Nei successivi 10 secondi, aumenta sempre con andamento lineare, ma con gradiente minore, fino a raggiungere i 50 Pa.
3. Il valore di pressione rimane quindi costante.

L'incidenza è stata mantenuta costante a 3° , visto che è comunque un dato che può essere ottenuto anche dall'integrazione delle equazioni della dinamica del velivolo.

Per riuscire ad incorporare correttamente il nuovo sottosistema Dati Aria, con il resto di FMS, è necessario apportare alcuni cambiamenti a quest'ultimo.

I cambiamenti da fare sono relativi a tutte quelle variabili che nelle versioni precedenti erano il risultato delle operazioni di integrazione, mentre adesso sono da considerarsi come variabili in ingresso; infatti, prima la quota era ricavata utilizzando l'atmosfera standard, adesso invece dovrà essere un ingresso (visto che il GPS fornisce anche la quota), ma sarà necessario anche fornire in entrata lo stato di funzionamento del GPS, che consente al sottosistema Dati Aria di decidere se utilizzare la quota fornita dal GPS o se ricavarla utilizzando l'altimetro tradizionale.

Allo stesso modo i dati della temperatura e della pressione, che erano assegnati, nelle precedenti versioni di FMS, come ingressi provenienti dal modello del Simulatore, adesso devono essere considerati come ingressi aggiuntivi che provengono dai trasduttori a bordo del velivolo e quindi acquisiti per mezzo delle apposite schede.

Durante le prove, è stato riscontrato che, in caso di guasto del GPS e quindi di passaggio all'utilizzo dell'altimetro tradizionale, si ottenevano delle differenze, anche notevoli, tra la quota calcolata dal simulatore e quella ricavata come uscita del sottosistema di FMS. È stato riscontrato che questo problema si

presentava anche nelle precedenti versioni e poteva portare ad un rallentamento dell'efficacia degli autopiloti e del raggiungimento delle condizioni di *trim*.

Le ipotesi sulle possibili cause all'origine di questo errore sono state ridotte a due:

1. Errore dovuto al troncamento delle cifre decimali.
2. Errore interno al modello del simulatore stesso.

Il primo motivo è però stato subito accantonato perché altamente improbabile dal momento che i modelli *Simulink*TM effettuano le simulazioni lavorando tutti in doppia precisione (ovvero il troncamento del numero avviene dopo la 16esima cifra decimale).

La seconda causa, anche per l'andamento molto preciso e schematico dell'errore stesso, è sembrata quello più probabile. Nella Figura 4.12 è mostrato l'andamento dell'errore in funzione della quota di volo:

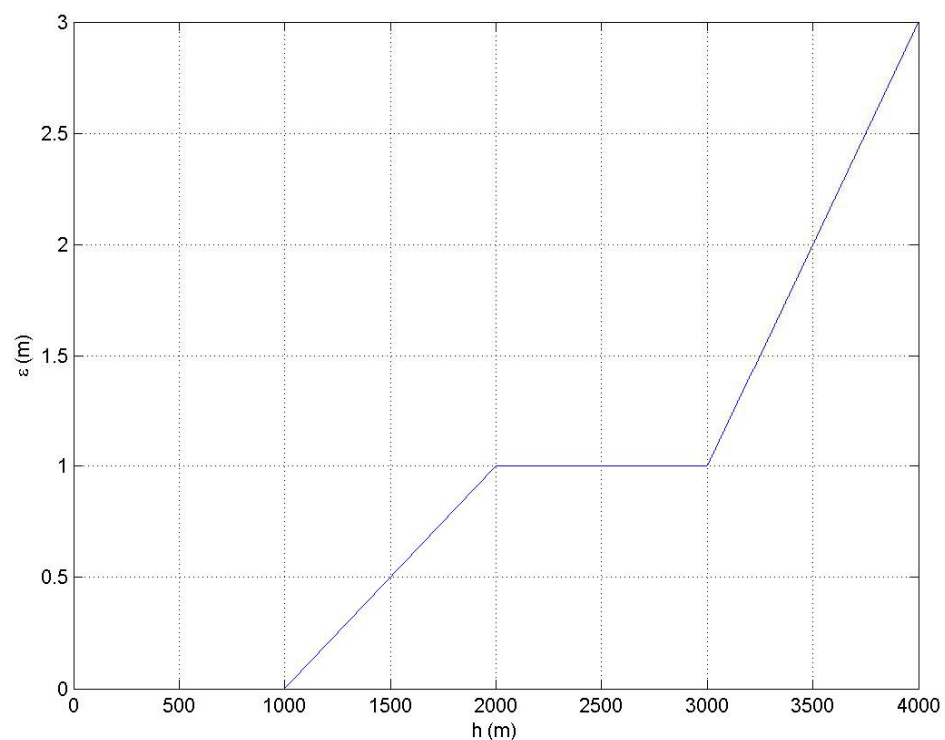


Figura 4.12 – Andamento dell'errore sulla quota

Per ovviare a questo problema, ma senza rivoluzionare l'architettura ormai acquisita e validata di Simulatore e di FMS, sarebbe bastato compiere una serie

di prove per determinare l'errore e quindi aggiungere nel *Sottosistema Dati Aria* un blocchetto, che aggiunga la quantità mancante; in questo modo i due valori risulterebbero allineati sul medesimo.

È stato creato perciò un modello con *Simulink*TM, chiamato *Determinazione_errore_quota*, che collega il blocco che calcola i dati dell'aria nel Simulatore con il corrispettivo di FMS. Confrontando le due uscite è stato determinato l'errore, che dimostra di avere un andamento a gradini, che segue questa legge:

$$\varepsilon(h) = \begin{cases} 0 & 0 \leq h \leq 1000m \\ 10^{-3}(h - 1000m) & 1000m \leq h \leq 2000m \\ 1m & 2000m \leq h \leq 3000m \\ 2 \cdot 10^{-3}(h - 3000m) & 3000m \leq h \leq 4000m \end{cases}$$

In questo modo, ad ogni quota di volo, è possibile stimare l'errore e compiere la giusta correzione. Sono state quindi ripetute le prove inserendo nel modello *Simulink*TM un blocco, con funzione di correttore, che stima l'errore in base alla quota e provvede alla sua correzione. I risultati ottenuti sono quelli riportati nella Figura 4.13:

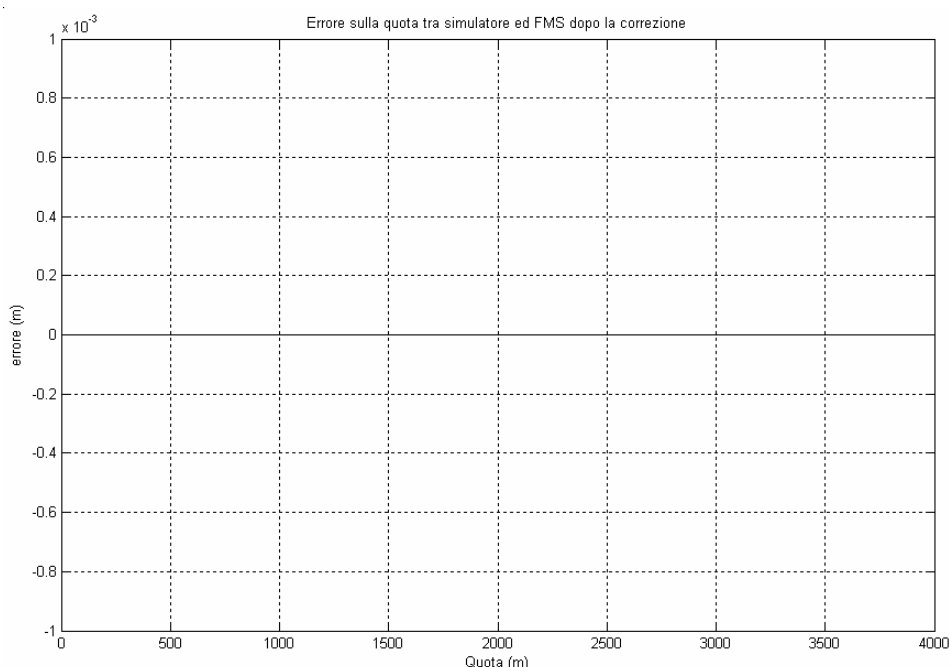


Figura 4.13 - Andamento dell'errore sulla quota dopo l'inserimento del correttore

L'errore è stato calcolato considerando una velocità di volo di 50 m/s. In seguito sono state fatte una serie di prove, variando ogni volta la velocità di crociera, così da riuscire a discriminare un'eventuale correlazione tra questa e l'entità dell'errore. Le velocità sono state fatte variare all'interno di un intervallo compreso tra 5 e 60 m/s, e, per ognuno, è stato riportato in un grafico l'andamento dell'errore sulla quota. In Figura 4.14 è riportato l'errore considerando una velocità di 5 m/s:

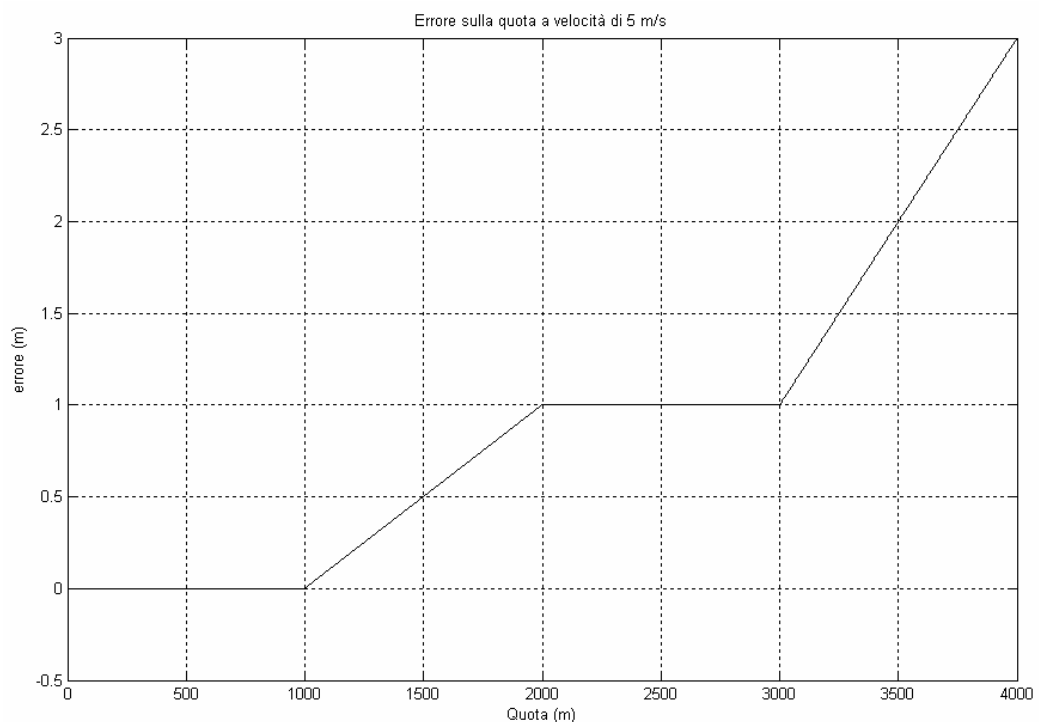


Figura 4.14 - Errore sulla quota alla velocità di volo di 5 m/s

È questo solo uno dei grafici, ma è identico a tutti gli altri e ciò implica che non esiste correlazione tra la velocità di volo e l'errore sulla stima della quota.

La stessa simulazione, usata per la stima dell'errore, è stata eseguita anche per il nuovo Sistema Dati Aria con il seguente risultato (Figura 4.15):

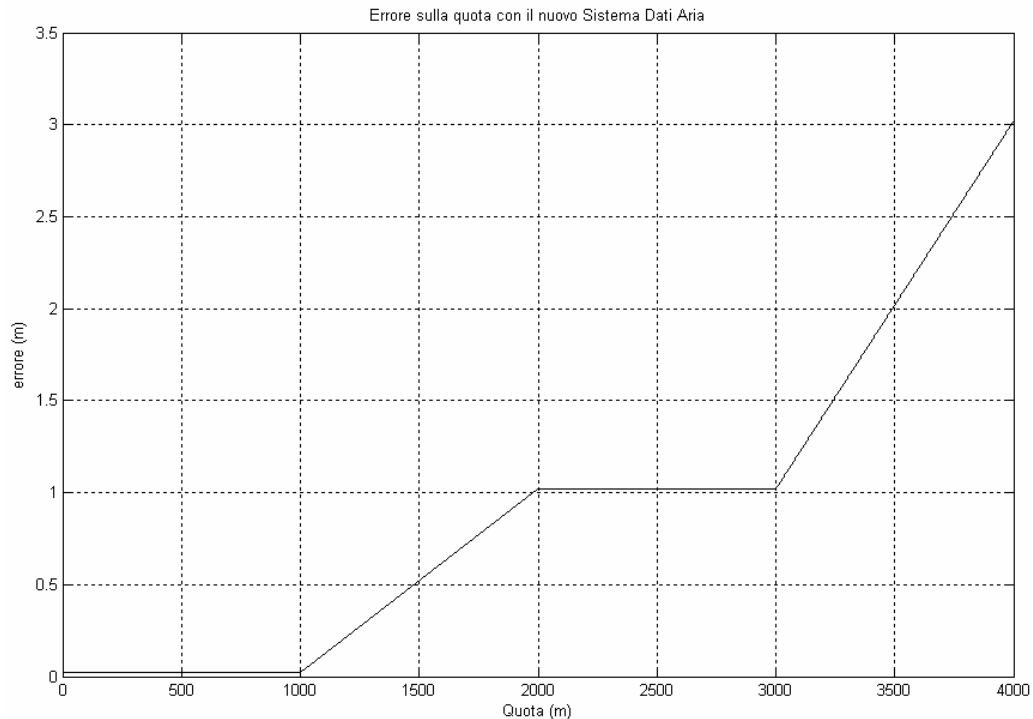


Figura 4.15 - Errore sulla quota con il nuovo Sistema Dati Aria

È immediato notare che, già a quota comprese tra 0 e 1000 metri, è presente un errore non nullo, che si propaga in modo costante per tutta la simulazione. La presenza di questo errore è dovuta dal fatto che il nuovo Sistema Dati Aria utilizza l'altimetro tradizionale solamente in caso di avaria del GPS, ma comunque per un tempo prestabilito, pari a quello considerato necessario per permettere ai trasduttori di andare a regime di funzionamento, prende come quota quella data dal GPS.

Per eseguire una simulazione che desse risultati comparabili tra i due sistemi, è stato necessario escludere da subito il GPS; in questo modo però per i primi 0.02 secondi il nuovo Sistema Dati Aria ha preso come quota quella del suolo. In Figura 4.16 è illustrato un ingrandimento del grafico precedente nell'intervallo di quota tra 0 e 1000 metri, così da poter meglio apprezzare l'errore:

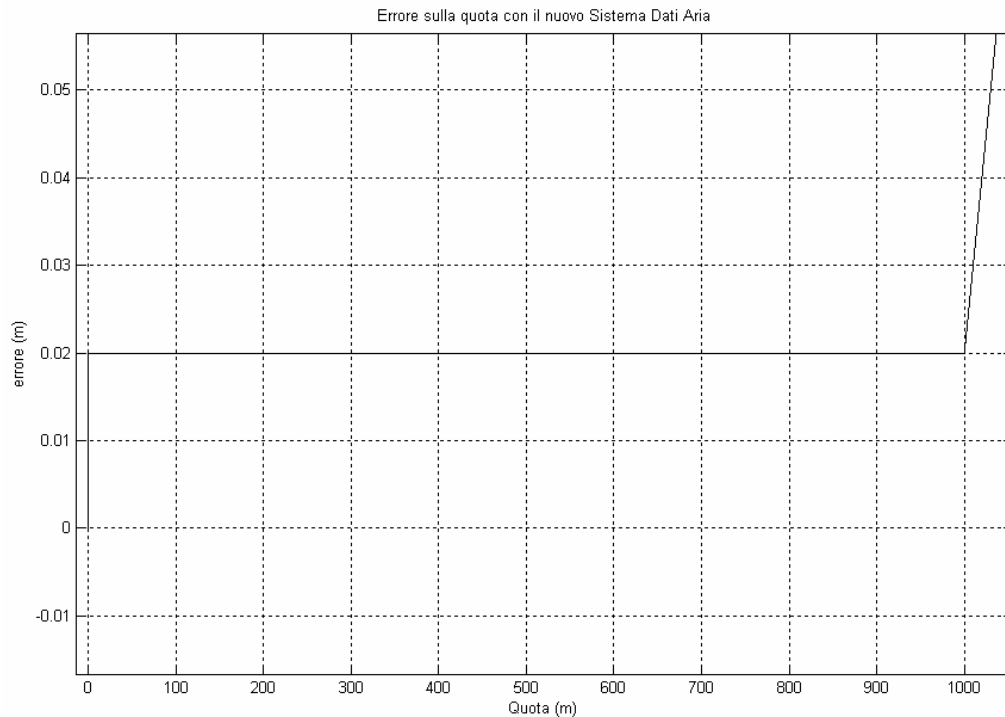


Figura 4.16 - Errore sulla quota nei primi 1000 m di altezza

Togliendo dal grafico questo errore costante, è possibile ottenere, quindi, lo stesso andamento dell'errore; ciò implica che la fonte d'errore è la stessa, ma anche che i due sistemi sono completamente compatibili.

È stato per questo deciso di andare a ricercare la sorgente dell'errore sulla quota. Utilizzando *Simulink Debugger* è stato eseguito un *debug* completo del blocco *Simulink™*, così da poter controllare passo per passo i valori delle variabili e gli eventuali errori nel calcolo durante la simulazione. Dopo due cicli completi di simulazione era già possibile notare la presenza di errori e la loro provenienza.

È immediatamente possibile notare tra un passo ed il successivo, che per la prova effettuata equivale ad un aumento di quota di un centimetro, è presente già un errore di circa 10 μm , che valutato in un singolo passo di simulazione è un errore praticamente nullo, ma in una salita di 1000 m, che equivale proprio 10^5 cicli di simulazione, genera un errore di 1 m.

La fonte dell'errore è stata individuata nel blocco *Atmo.1* di Simulatore; infatti, quel blocco ha come ingresso una quota, quella ottenuta dall'integrazione della velocità ascensionale, ma immediatamente utilizzando una *Look-up table*, chiamata *Quota2*, ne viene determinata un'altra, che può assumere valori anche

molto diversi. In Figura 4.17 è riportato un grafico che mostra l'andamento della differenza tra la quota in ingresso e quella di lavoro:

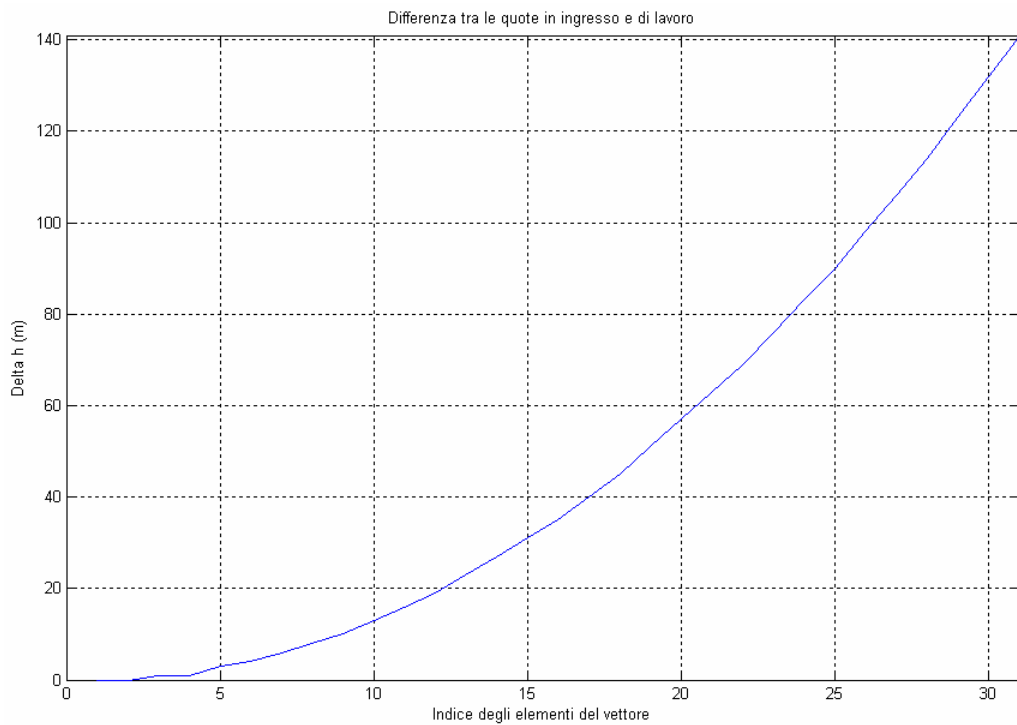


Figura 4.17 - Andamento generale dell'errore sulla quota

Questo è il grafico totale che comprende quote comprese tra 0 e 30000 metri, mentre per l'intervallo di quote operative del velivolo, che sono comprese tra 0 e 4000 m il grafico si riduce a quello mostrato in Figura 4.18:

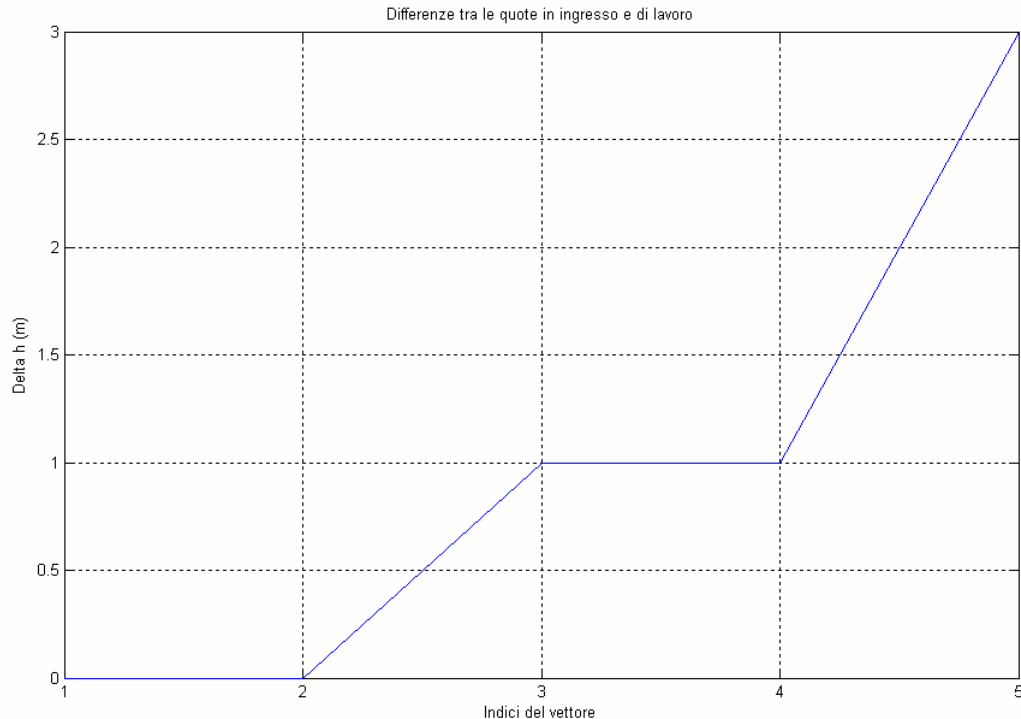


Figura 4.18 – Differenze tra quote in ingresso e di lavoro

È proprio esattamente l'andamento dell'errore delle quote riscontrato tra Simulatore e FMS e ciò conferma l'ipotesi per cui l'errore non era imputabile ai troncamenti delle cifre decimali, impliciti questi nel calcolo numerico, ma è determinato dalla generazione del modello stesso.

Eliminando quindi il blocchetto *Quota2* e ripetendo poi la simulazione è immediato vedere, in Figura 4.19, che l'errore sulla quota risulta adesso determinato da due cause ben precise:

- Il tempo necessario agli attuatori ad andare a regime di funzionamento.
- Il troncamento delle cifre decimali.

La prima sarà soggetta a variazioni, dopo che saranno effettuate le tarature del tubo di Pitot in galleria del vento, ed inoltre genera un errore solamente nel caso in cui il GPS sia guasto ed è perciò necessario utilizzare l'altimetro tradizionale. L'altra fonte d'errore rimasta è intrinseca nel calcolo numerico e quindi non eliminabile, ma, essendo dell'ordine di grandezza dei picometri, non va ad influire sui risultati, visto che un errore di 5 picometri sulla quota si traduce in errori pressoché nulli di pressione statica, temperatura e densità dell'aria.

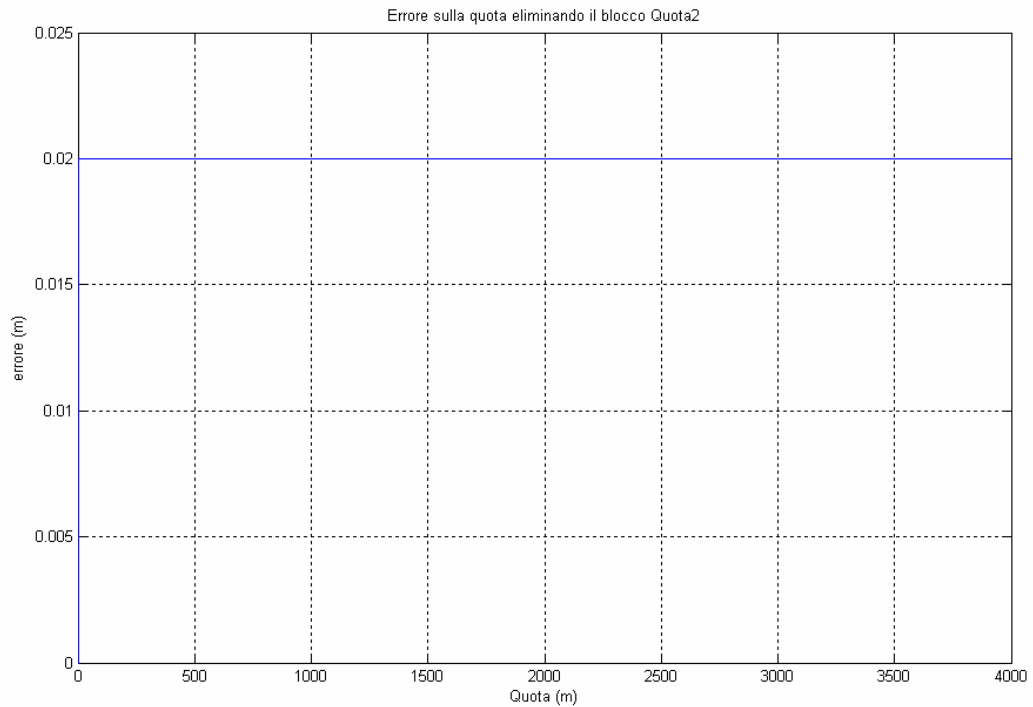


Figura 4.19 - Errore sulla quota dopo l'eliminazione del blocco Quota2

4.4 Aggiornamento degli Autopiloti

L'inserimento degli attuatori nella struttura del velivolo UAV comporta l'introduzione, all'interno delle Funzioni di Trasferimento che compongono il sistema, di due poli complessi coniugati, come è mostrato dalla Funzione di Trasferimento riguardante i servocomandi:

$$F(s) = \frac{0.95345}{0.00204s^2 + 0.06398s + 1}$$

I due poli sono $P_{ATT} = -15.6814 \pm 15.6298i$, che sono due poli di alta frequenza.

Nelle versioni di FMS antecedenti al lavoro di tesi di caratterizzazione dei servocomandi, questi ultimi erano stati considerati semplicemente come dei ritardi nell'esecuzione del comando ed utilizzando questa ipotesi erano stati determinati i valori dei guadagni necessari agli autopiloti. Questi guadagni dovranno necessariamente essere cambiati per mantenere il corretto

funzionamento degli autopiloti a seguito dell'inserimento dei servocomandi all'interno del sistema di simulazione.

Saranno quindi analizzati i vari sottosistemi di pilotaggio automatico e saranno descritte le modifiche apportate in accordo con l'aggiornamento della struttura del banco prova.

4.4.1 Sistema di Aumento della Stabilità Pitch Damper

Prima di effettuare l'aggiornamento dei vari autopiloti che controllano le variabili del piano longitudinale del velivolo, è stato necessario correggere anche il guadagno del Sistema di Aumento di Stabilità (SAS), chiamato Pitch Damper, che ha lo scopo di aumentare lo smorzamento dei poli di Corto Periodo. Questo obiettivo viene raggiunto andando a controllare la velocità angolare di beccheggio (*Pitch*), secondo lo schema riportato in Figura 4.20:

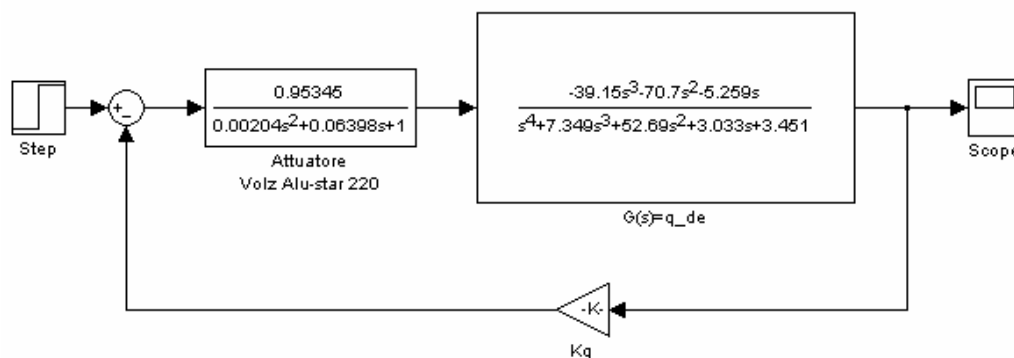


Figura 4.20 - Schema del Pitch Damper

Per decidere quale potesse essere il valore più adatto a cui fissare il valore del guadagno, è stata utilizzata la *utility Sisotool* di *Matlab*TM, dedicata allo studio delle funzioni di trasferimento, che permette di visualizzare immediatamente il luogo delle radici in ciclo aperto e chiuso ed il diagramma di Bode. In Appendice D, è riportato come utilizzare *Sisotool* e le varie funzioni di trasferimento in ciclo aperto, in funzione dei comandi.

In Figura 4.21 sono illustrati luogo delle radici e diagramma di Bode in ciclo aperto, relativi al *Pitch Damper* con l'inserimento dei poli dei servocomandi e l'impostazione del guadagno a -0.144:

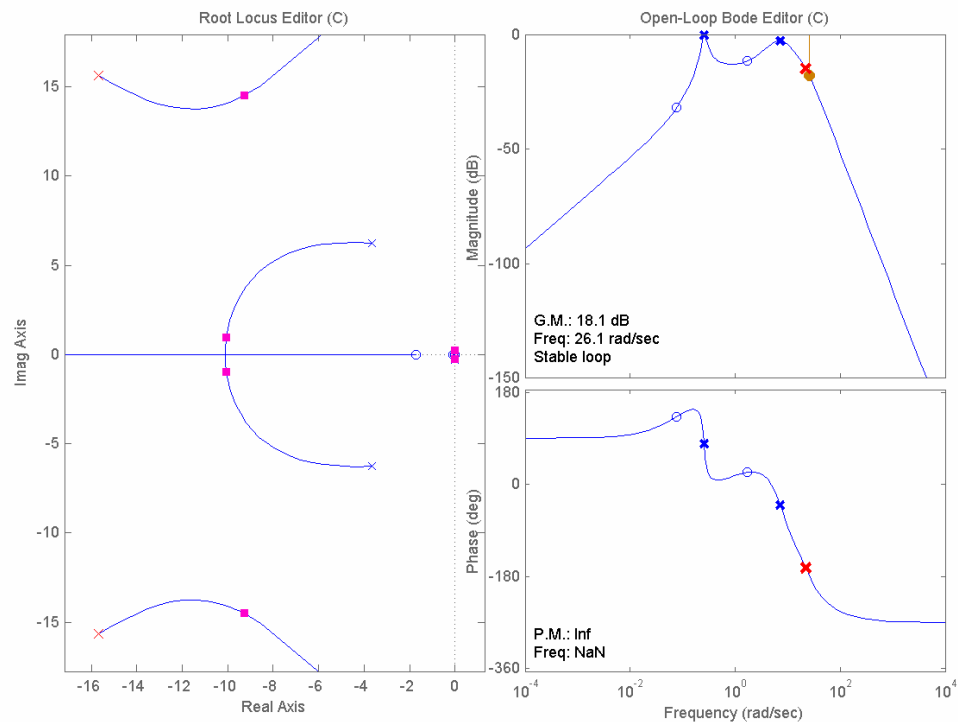


Figura 4.21 - Luogo delle radici e diagramma di Bode in ciclo aperto

In Tabella 4.3, poi, sono riportati i nuovi valori dei poli in ciclo chiuso ed i relativi smorzamento e frequenza:

Poli Ciclo Chiuso	Smorzamento	Frequenza
$-9.27 \pm 14.5i$	0.539	17.2
$-10.1 \pm 0.981i$	0.995	10.1
$-0.025 \pm 0.235i$	0.106	0.236

Tabella 4.3 - Valori dei poli del piano longitudinale in ciclo chiuso

4.4.2 Autopilota della Velocità Indicata

La velocità indicata (IAS) è quella dell'aria riportata alle condizioni al suolo dell'atmosfera standard, secondo la formula seguente:

$$p_{diff} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} \rho_0 V_{LAS}^2$$
$$\Downarrow$$
$$V_{LAS} = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$$

È questo un autopilota che controlla la velocità tramite il comando di equilibratore; utilizza un controllo proporzionale affiancato da un *Pitch Damper* per aumentare lo smorzamento del corto periodo, secondo lo schema riportato in Figura 4.22:

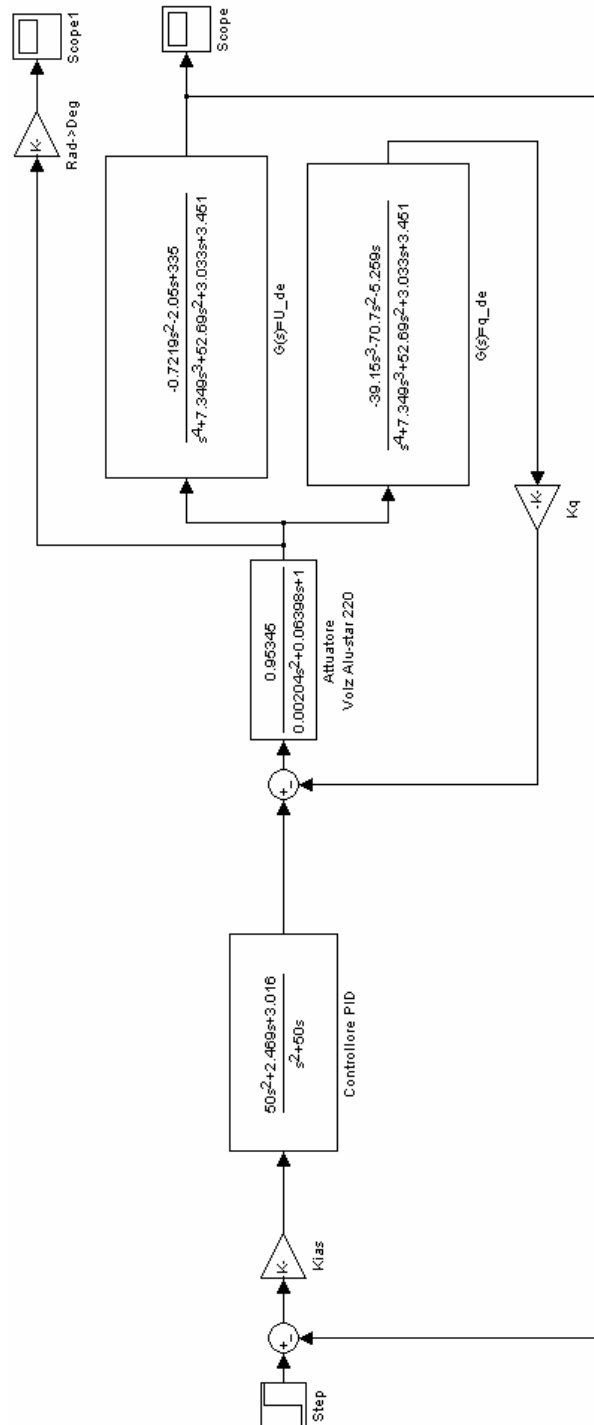


Figura 4.22 - Schema del controllo della Velocità Indicata

Dallo schema si può notare il *Pitch Damper* interno al controllo puramente proporzionale. Per prima cosa quindi è stato necessario modificare il guadagno quel Sistema di Aumento di Stabilità (SAS).

In seguito è stato cambiato l'autopilota della velocità indicata, cercando di cambiare solamente il valore del guadagno nel controllore di tipo Proporzionale-Integrale-Derivativo (PID), usato già nelle precedenti versioni; si effettua quindi un controllo sulla velocità, per la parte proporzionale, ma anche sullo spostamento, nella parte integrativa, e sull'accelerazione, in quella derivativa. Nella Figura 4.23 sono illustrati i diagrammi ricavati tramite *Sisotool*:

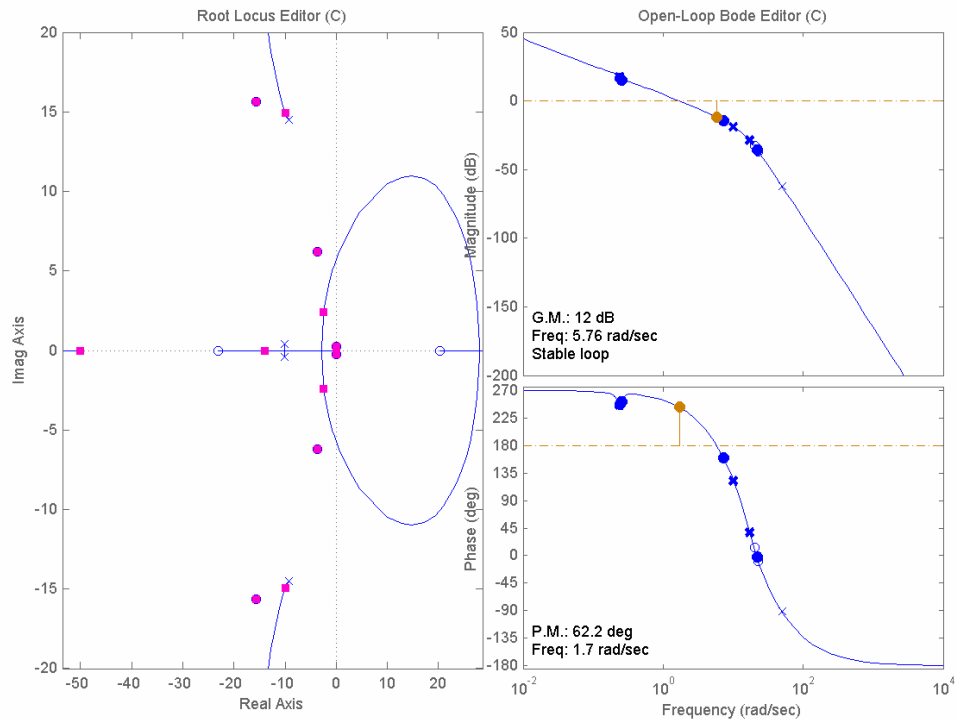


Figura 4.23 - Luogo delle radici e diagramma di Bode per il controllo in IAS

Si può vedere che è stato possibile raggiungere i requisiti sui margini di guadagno e di fase e che il sistema è rimasto stabile, impostando il guadagno ad un valore di 0.335.

Nelle Figure 4.24 e 4.25 sono mostrati gli andamenti della velocità e gli angoli di rotazione dell'equilibratore a seguito di un gradino unitario di velocità:

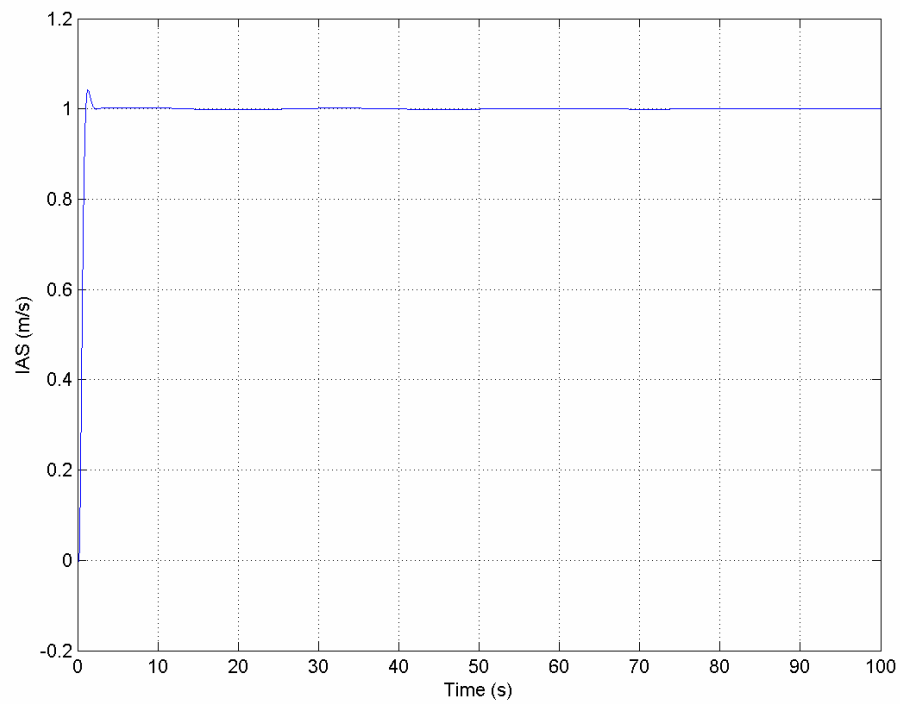


Figura 4.24 - Risposta del velivolo al gradino di velocità

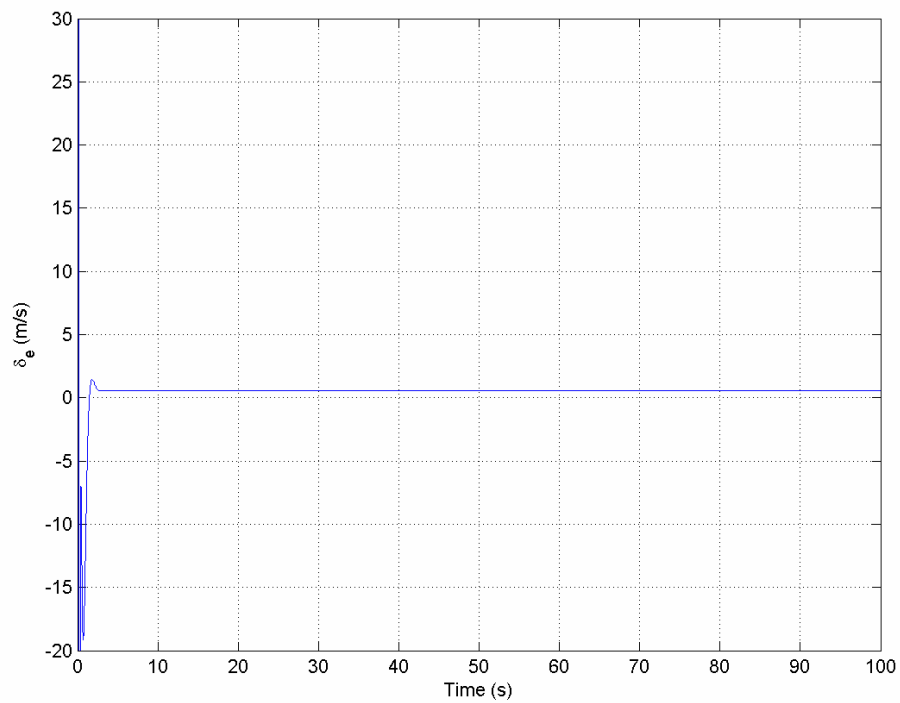


Figura 4.25 - Angoli di deflessione dell'equilibratore

4.4.3 Autopilota della Velocità Verticale

Questo autopilota serve per controllare la velocità di salita o discesa del velivolo e visto che il sistema di riferimento è quello degli Assi Stabilità, controlla anche la pendenza della traiettoria, quindi è un sistema per riuscire a mantenere un angolo di traiettoria costante.

L'autopilota, così come quello della velocità indicata, utilizza un *Pitch Damper* per aumentare lo smorzamento dei poli di Corto Periodo ed un controllore di tipo PID, per controllare la velocità verticale. Tutto questo è mostrato chiaramente in Figura 4.26:

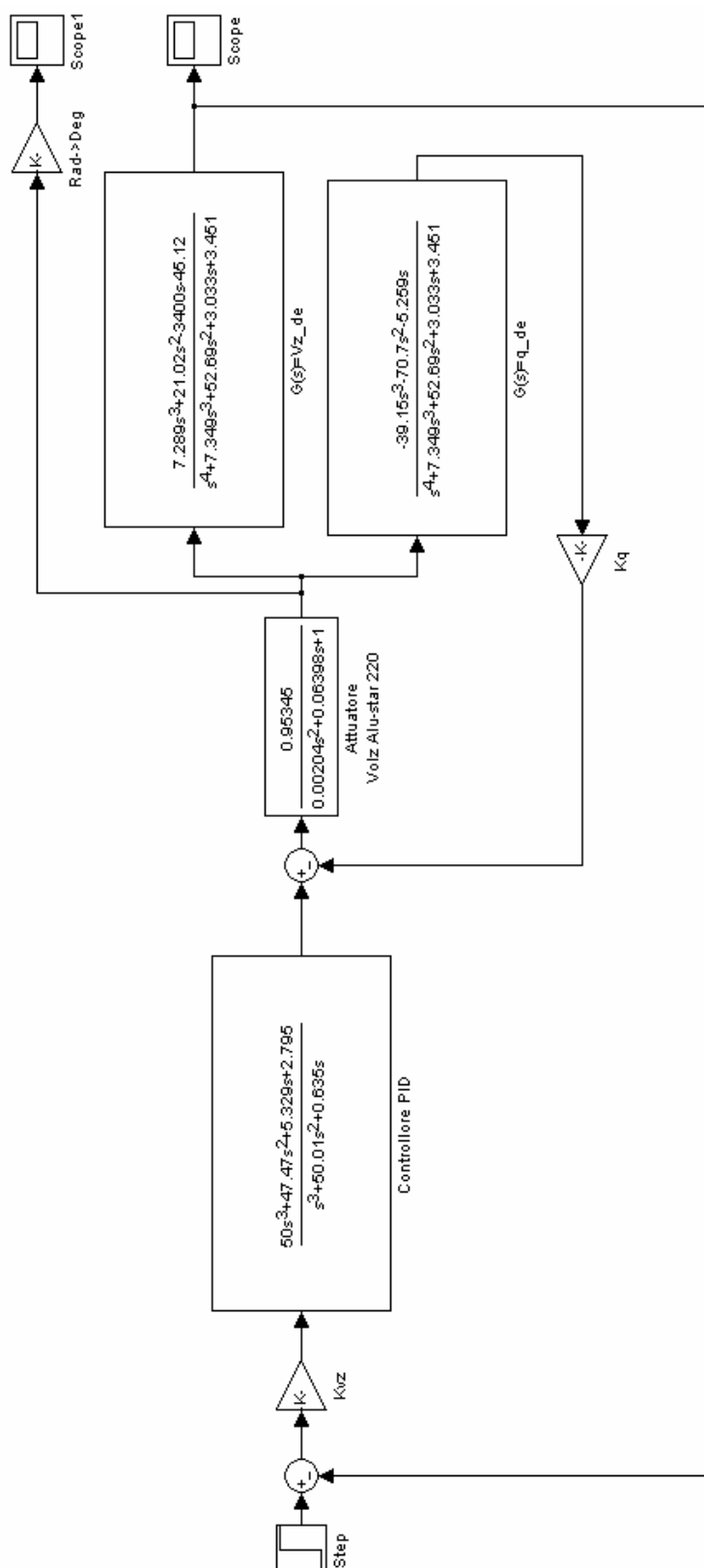


Figura 4.26 - Schema del controllo della Velocità Verticale

Naturalmente per il *Pitch Damper* il guadagno è quello determinato per il caso precedente; quello che cambia è il valore del guadagno per il controllore della velocità verticale.

Il nuovo luogo delle radici, con guadagno impostato ad un valore di -0.0158, e diagramma di Bode è mostrato nella Figura 4.27:

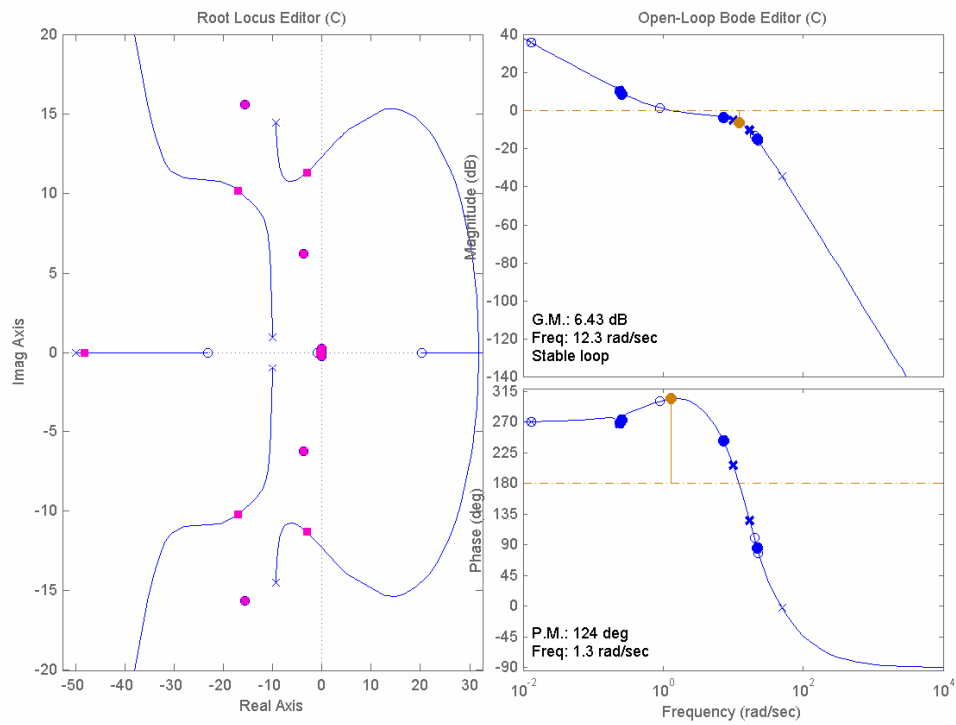


Figura 4.27 - Luogo delle radici e diagramma di Bode dell'autopilota di V_z

Sono poi riportati i grafici degli andamenti temporali della risposta a gradino unitario di velocità verticale (Figura 4.28) e degli angoli di deflessione dell'equilibratore (Figura 4.29):

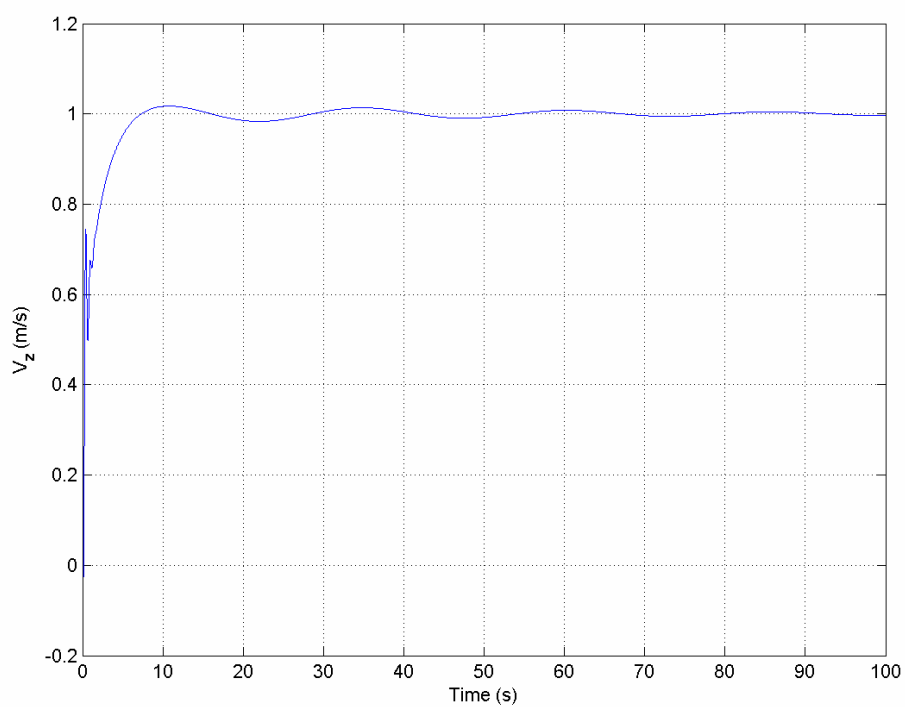


Figura 4.28 - Risposta del velivolo al comando a gradino di V_z

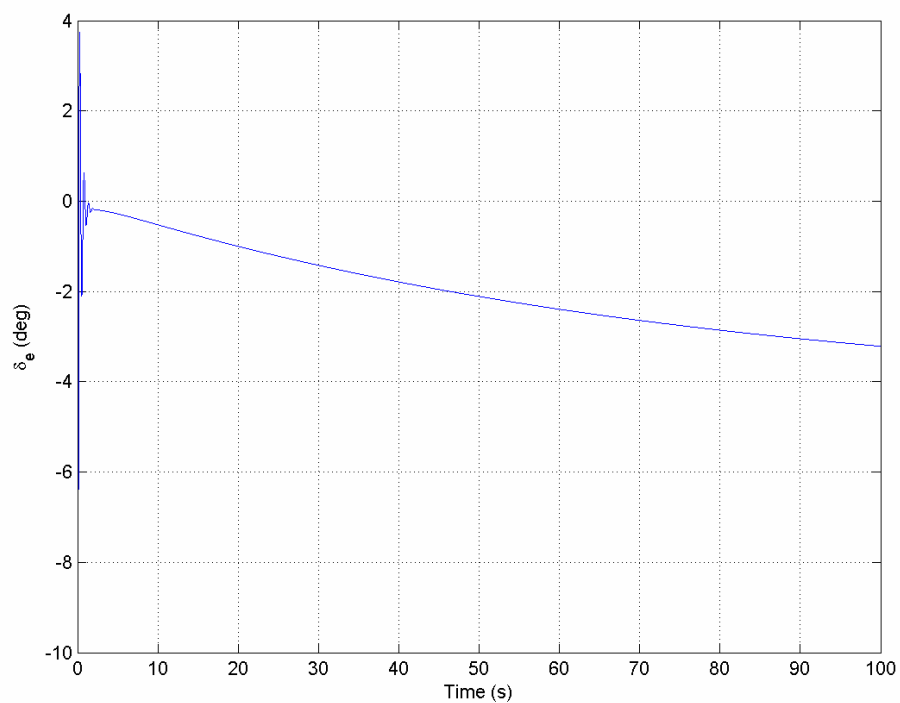


Figura 4.29 - Angoli di deflessione dell'equilibratore

4.4.4 Sistema di Aumento della Stabilità Yaw Damper

Dopo aver opportunamente modificato gli autopiloti delle variabili appartenenti al piano longitudinale, sono stati aggiornati anche quelli relativi al piano latero-direzionale, che sono: l'autopilota in η , quello in ψ ed anche quello di *circling*. Prima di affrontare nello specifico le modifiche apportate ai guadagni dei diversi autopiloti è necessario soffermare l'attenzione su due SAS, che sono usati da tutti gli autopiloti e cioè lo *Yaw Damper* ed il Coordinatore di Virata. Il primo aumenta lo smorzamento dei poli di *Dutch-Roll*, controllando la velocità angolare d'imbardata per mezzo del timone, così come si può vedere dalla Figura 4.30:

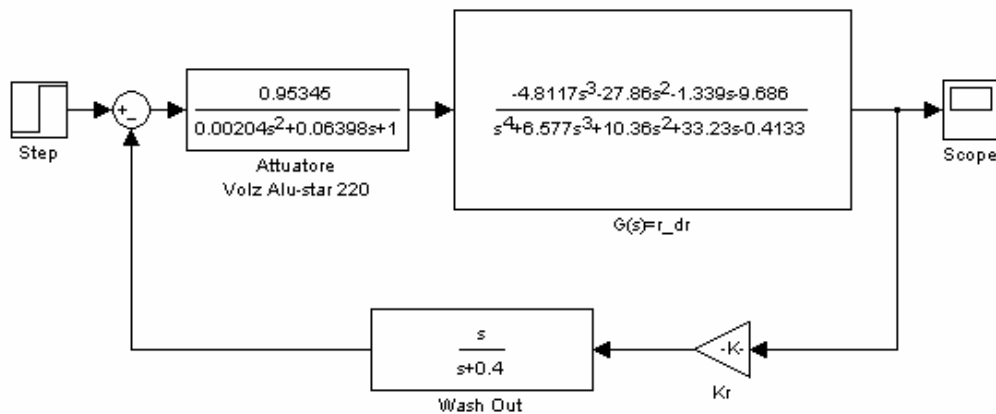


Figura 4.30 - Schema dello Yaw Damper

È anche presente un filtro, chiamato di *Wash-Out*, che impedisce al SAS di entrare continuamente in funzione, eliminando le basse frequenze. Nella Figura 4.31 è illustrato il luogo delle radici dello *Yaw Damper* a seguito dell'inserimento degli attuatori reali:

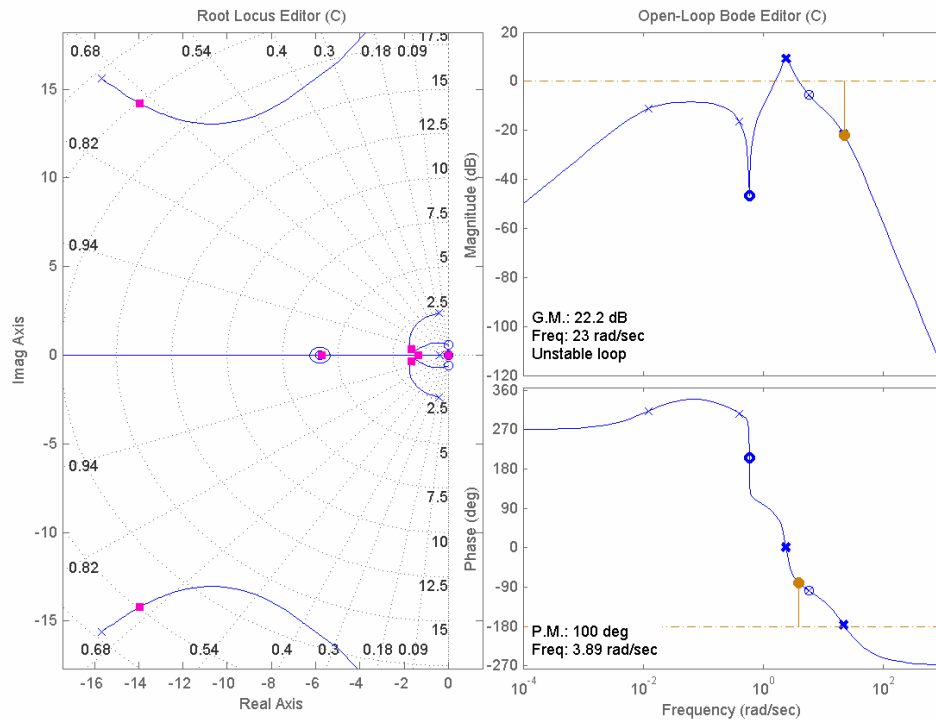


Figura 4.31 - Luogo delle radici e diagramma di Bode dello Yaw Damper

Nella Tabella 4.4 sono invece riportati i poli in ciclo chiuso ed i corrispondenti valori di smorzamento e frequenza:

Poli Ciclo Chiuso	Smorzamento	Frequenza
-5.74	1	5.74
-1.37	1	1.37
0.00895	-1	0.00895
$-14 \pm 14.2i$	0.701	19.9
$-1.67 \pm 0.35i$	0.978	1.7

Tabella 4.4 - Poli, in ciclo chiuso, del piano latero-direzionale

Come si può vedere il ciclo è instabile, ma ponendo il guadagno a -0.568, è stato possibile realizzare l'aumento desiderato dei poli di *Dutch-Roll*.

Il secondo SAS è un controllore di tipo proporzionale che serve per aumentare la rigidità in imbardata del velivolo ed è complementare allo *Yaw Damper*:

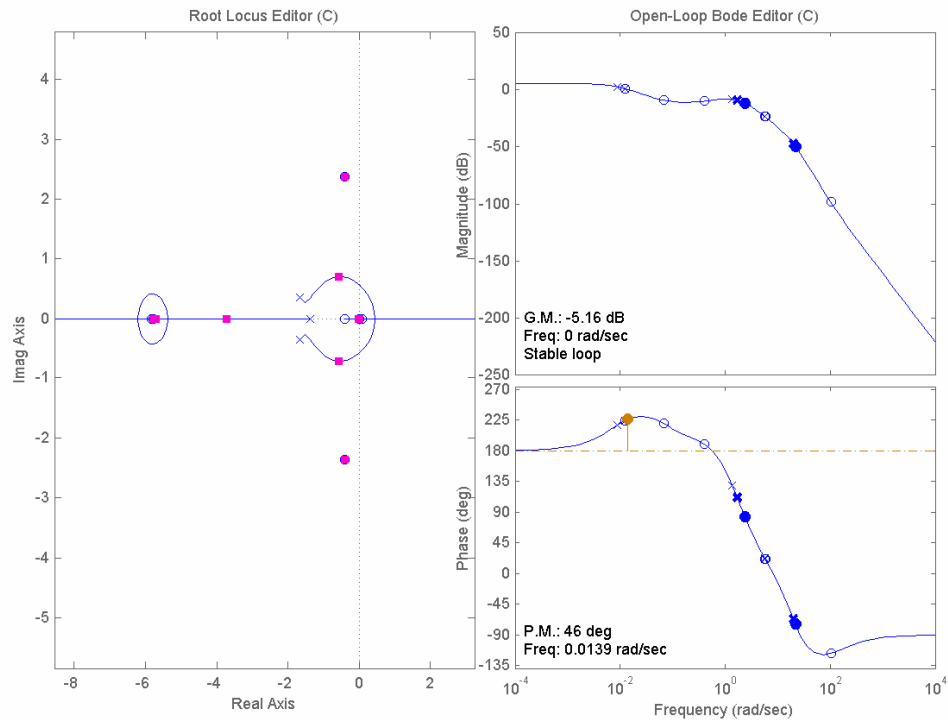


Figura 4.32 - Luogo delle radici e diagramma di Bode del Coordinatore di Virata

Come si può vedere dalla Figura 4.32, il ciclo del coordinatore di virata è stato reso stabile, ponendo uguale a -0.415 il valore del guadagno della retroazione, ed inoltre è stata anche aumentata la frequenza di *Dutch-Roll* in ciclo chiuso.

4.4.5 Autopilota dell'Angolo di Prua

Questo autopilota è necessario per mantenere una direzione costante della prua rispetto al Nord magnetico segnato dalla bussola di bordo. L'autopilota è formato da un controllore di tipo Proporzionale-Derivativo (PD), contenente al suo interno il coordinatore di virata precedentemente descritto. Lo schema è illustrato in Figura 4.33:

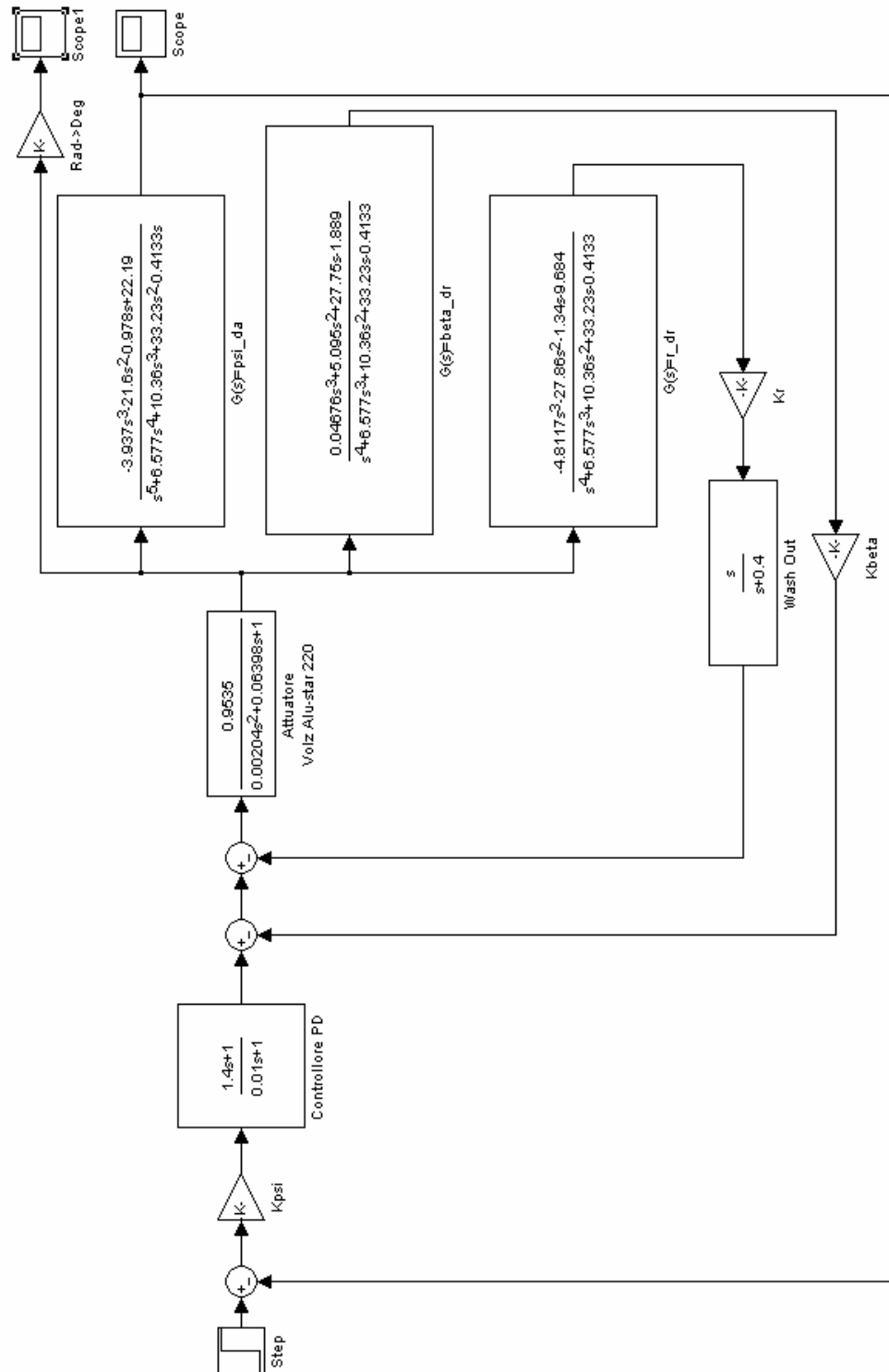


Figura 4.33 - Schema dell'autopilota dell'Angolo di Prua

Nella Figura 4.34 è invece mostrato il luogo delle radici ed il diagramma di Bode, ottenuti ponendo a 0.0692 il guadagno del controllore:

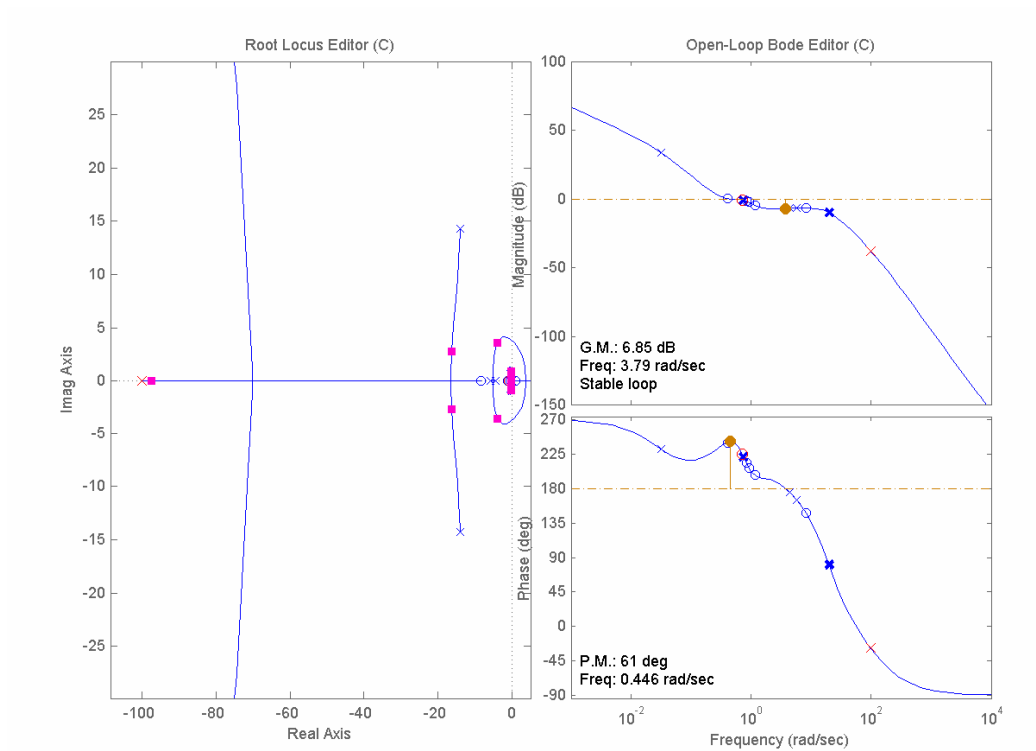


Figura 4.34 - Luogo delle radici e diagramma di Bode dell'autopilota in ψ

Gli andamenti temporali della risposta al comando di gradino unitario di timone e degli angoli di rotazione dello stesso, sono invece riportati nelle Figure 4.35 e 4.36:

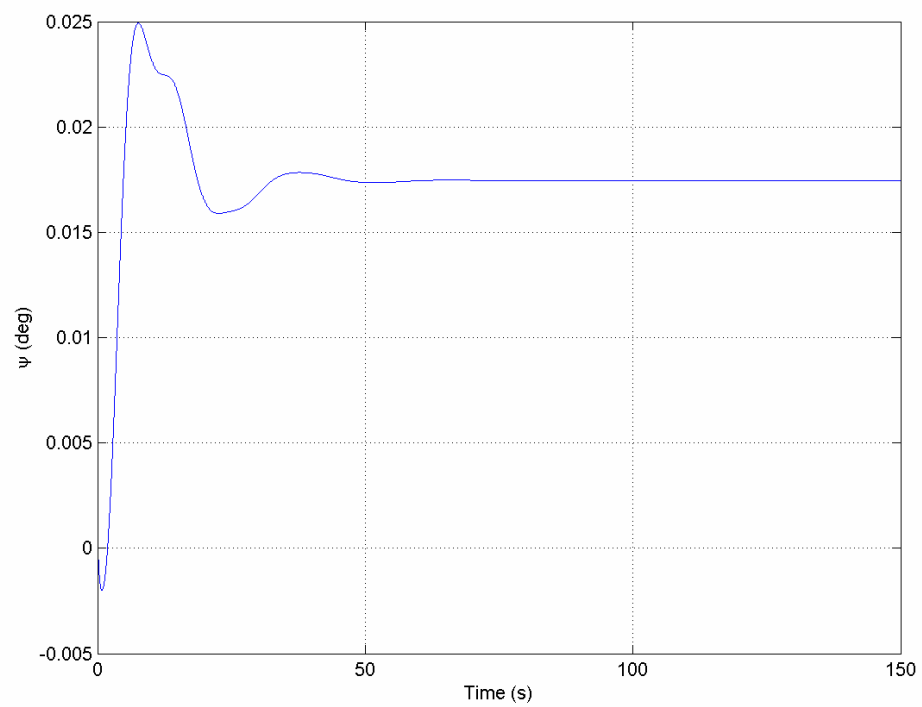


Figura 4.35 - Risposta del sistema al comando a gradino in ψ

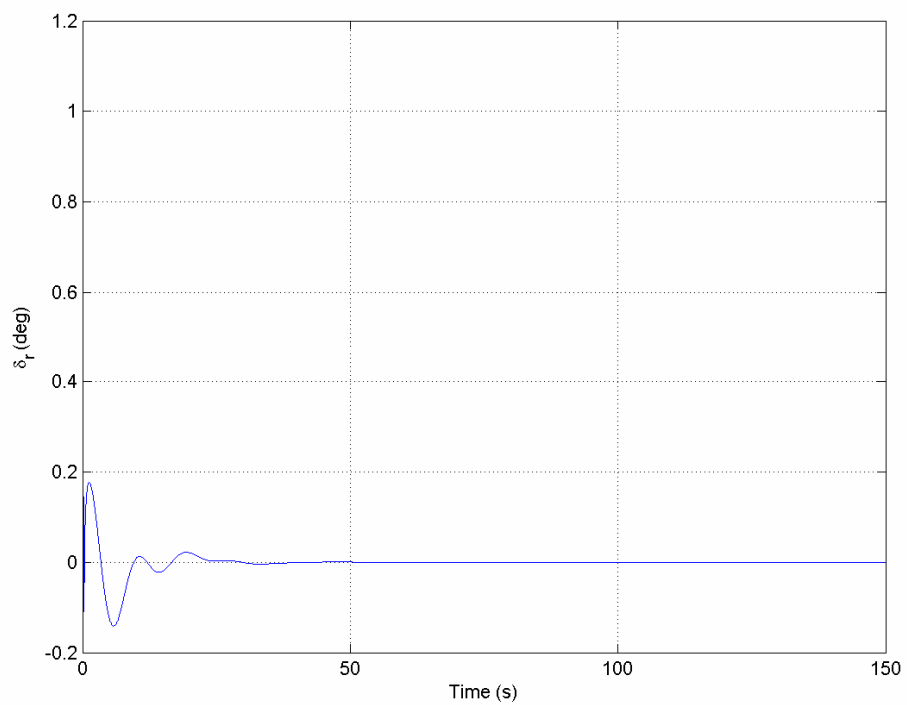


Figura 4.36 - Angoli di deflessione del timone e degli alettoni

4.4.6 Autopilota dell'Angolo di Rotta

È questo l'autopilota che serve per mantenere costante l'angolo di rotta rispetto al Nord magnetico, dato sempre dalla bussola di bordo. Permette quindi di tenere una traiettoria costante nel piano latero-direzionale.

L'autopilota è un controllore di tipo PD che manovra utilizzando solamente il timone e che utilizza in un ciclo interno uno *Yaw Damper*, per aumentare lo smorzamento dei poli di *Dutch-Roll*.

Nella Figura 4.37 è riportato lo schema dell'autopilota:

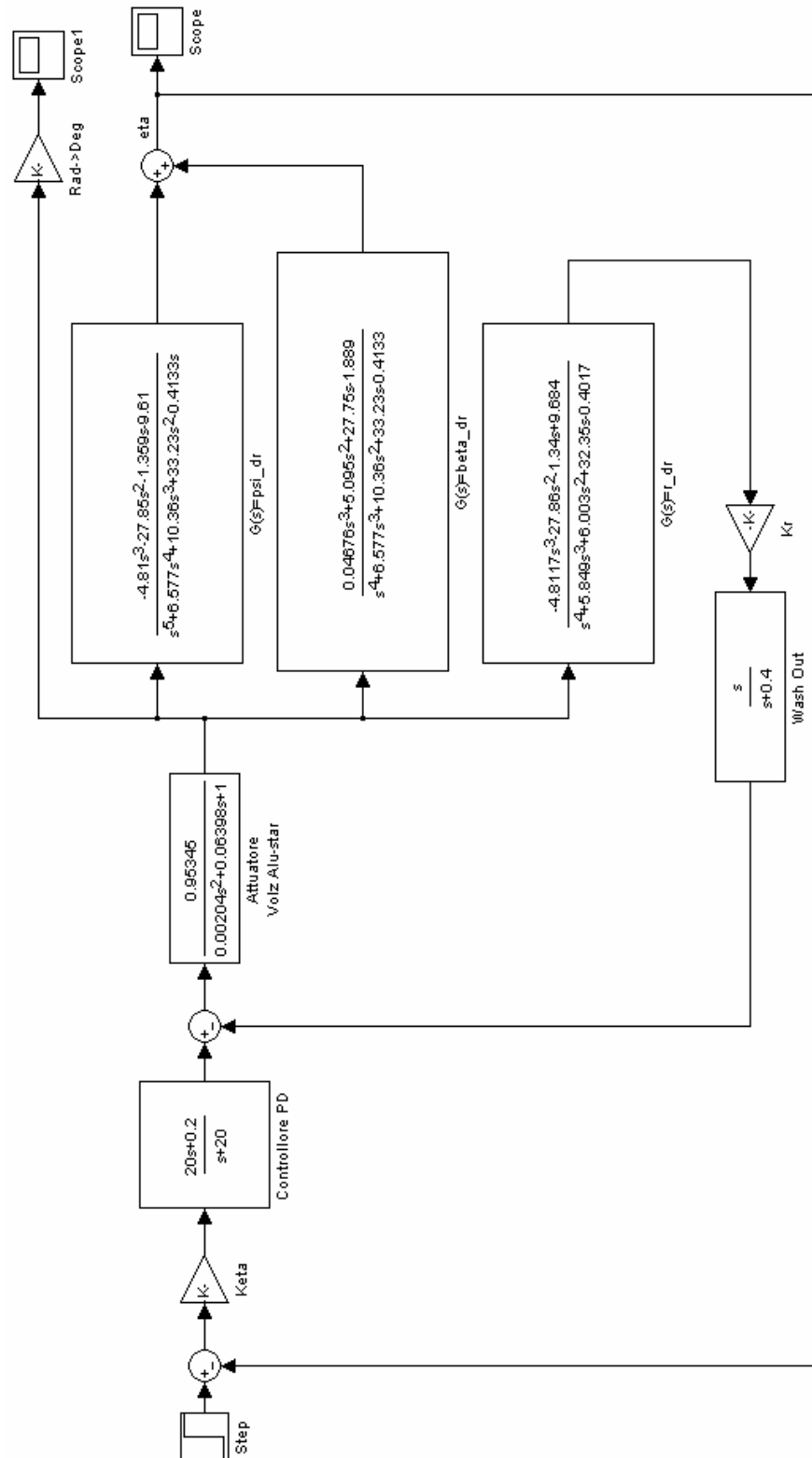


Figura 4.37 - Schema dell'autopilota dell'Angolo di Rotta

A seguito (Figura 4.38) è riportato il grafico del luogo delle radici e del diagramma di Bode, ottenuto con un guadagno di -3.01:

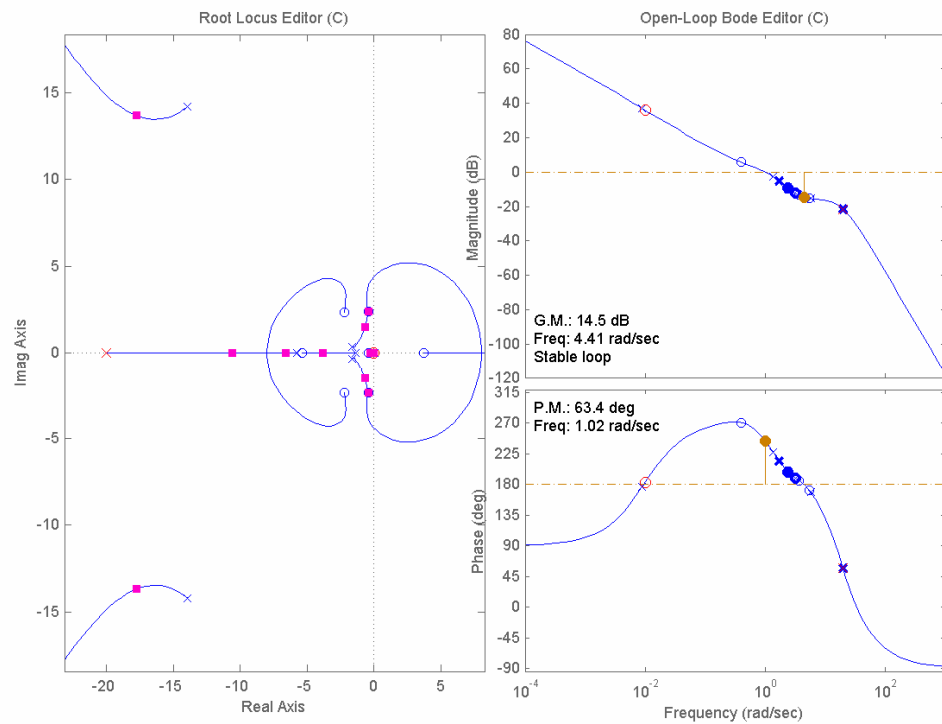


Figura 4.38 - Luogo delle radici e diagramma di Bode dell'autopilota in η

Nelle Figure 4.39 e 4.40 sono mostrati gli andamenti dell'angolo di rotta e della rotazione del timone conseguente all'applicazione di un comando a gradino di un grado dell'angolo di rotta, nell'arco di tempo di 150 secondi:

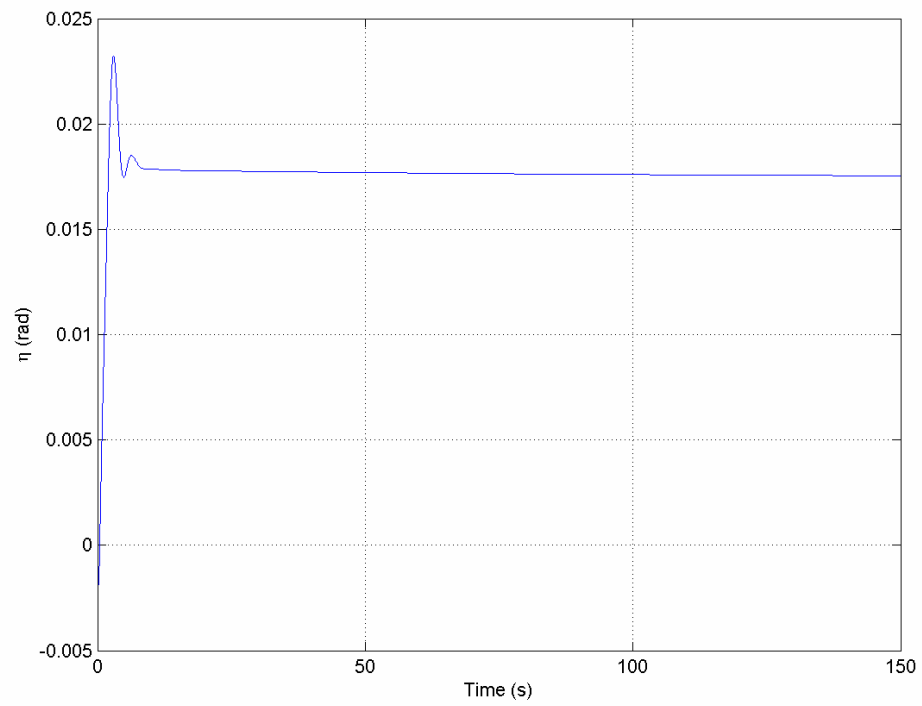


Figura 4.39 - Risposta del velivolo al comando a gradino di η

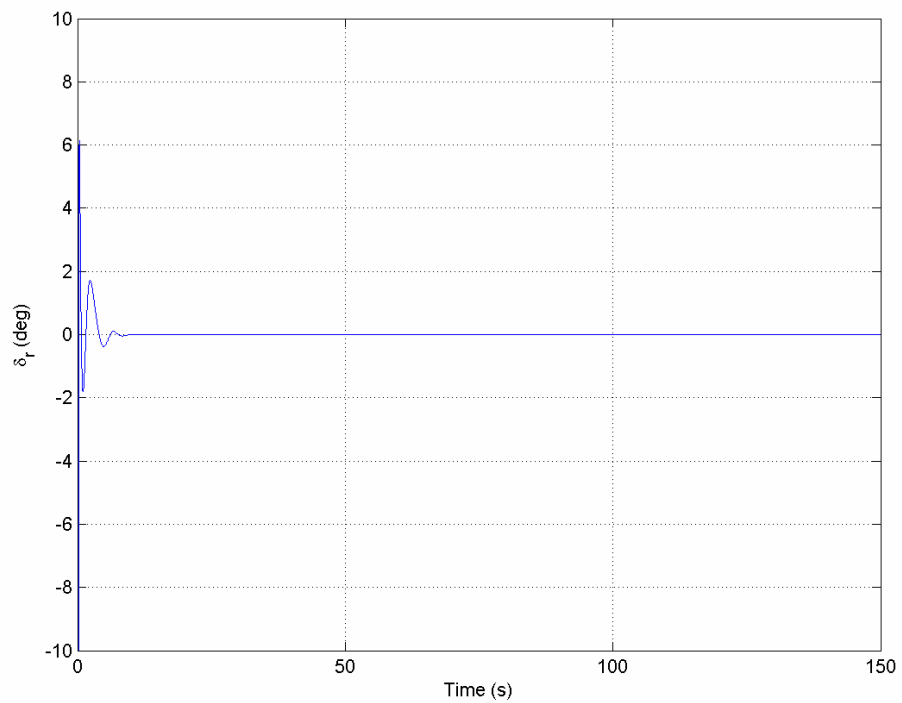


Figura 4.40 - Angoli di deflessione del timone

È possibile notare come l'angolo desiderato sia raggiunto in breve periodo con un moto molto smorzato e come siano piccole le rotazioni necessarie alle superfici di controllo.

4.4.7 Autopilota del Circling

Questo autopilota permette al velivolo di virare attorno ad un punto mantenendo costante l'angolo di rollio e la quota di volo; è quindi un autopilota che può essere usato per eseguire una virata corretta. Come noto per eseguire la virata corretta non è sufficiente manovrare con gli alettoni, ma è necessario anche utilizzare il timone che deve correggere in modo adeguato l'angolo di prua. Questo autopilota è quindi realizzando un controllo di alettone di tipo Proporzionale-Integrativo (PI), a cui è affiancato un coordinatore di virata, che manovra il timone. Lo schema dell'autopilota è illustrato in Figura 4.41:

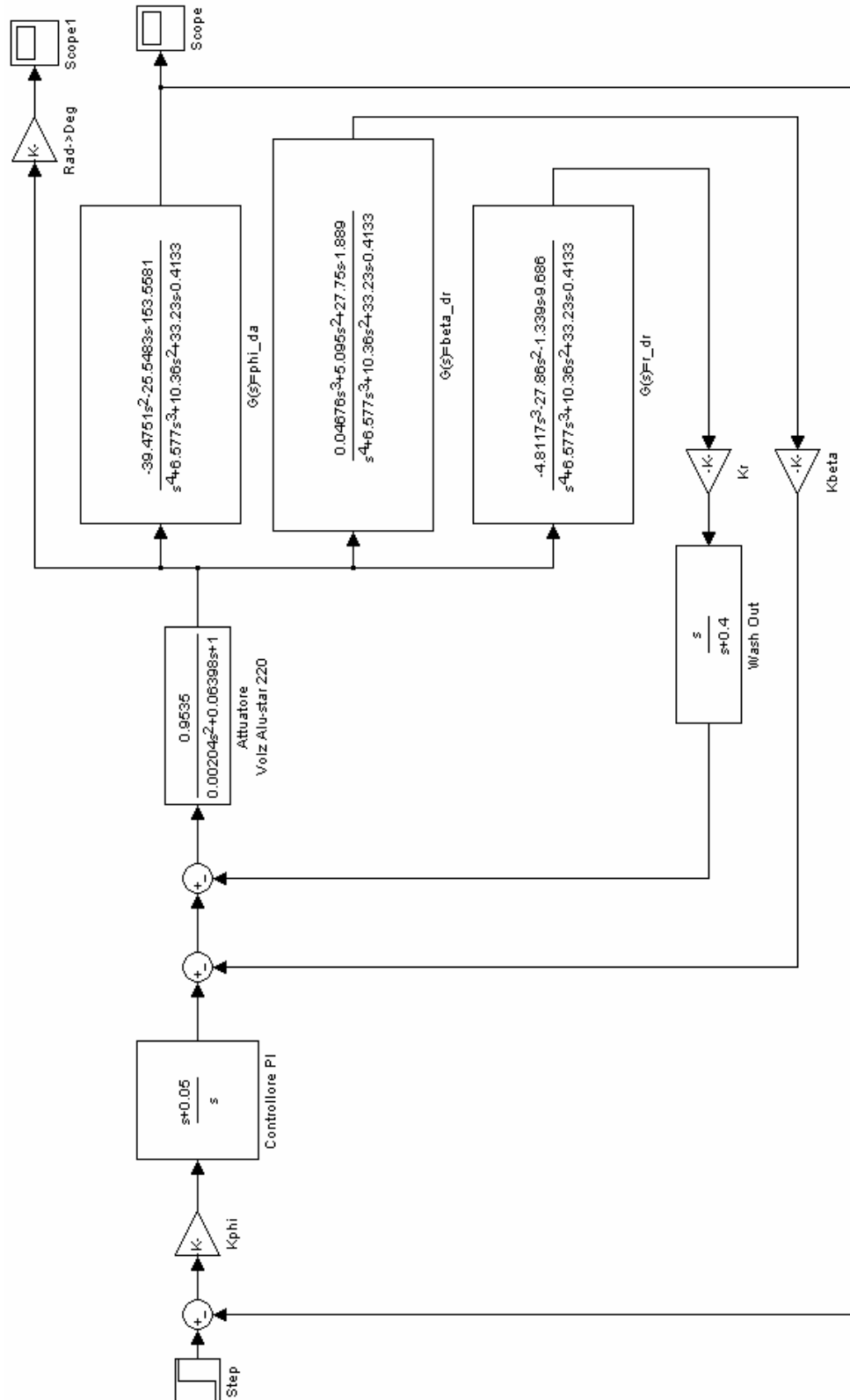


Figura 4.41 - Schema dell'Autopilota del Circling

In Figura 4.42 sono invece riportati luogo delle radici e diagramma di Bode, ottenuti con un guadagno di -0.0562 , che mostrano la stabilità ed il raggiungimento dei requisiti progettuali dell'autopilota:

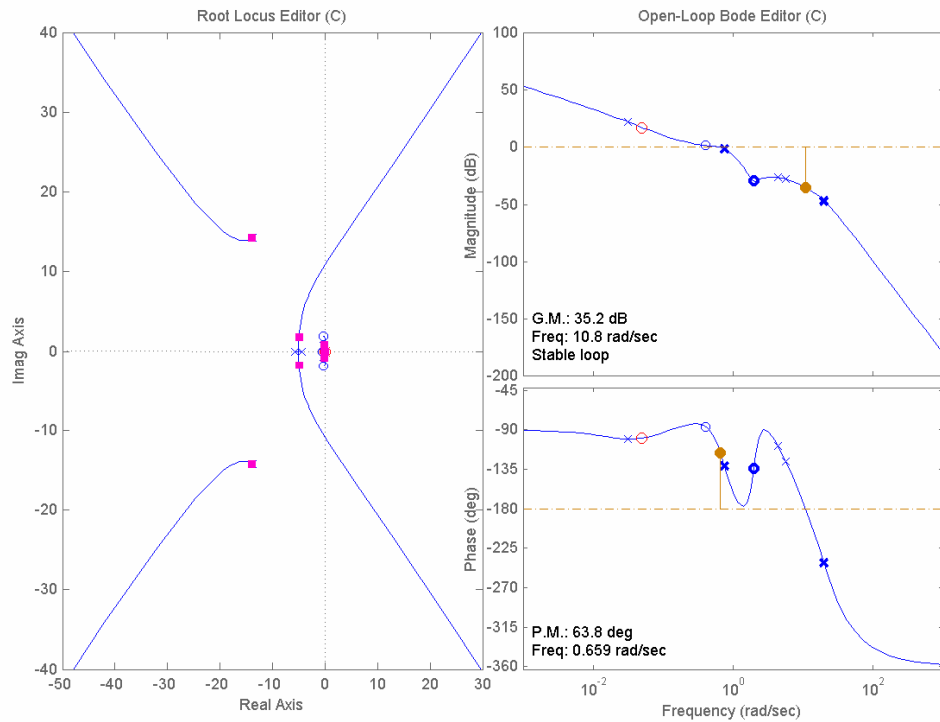


Figura 4.42 - Luogo delle radici e diagramma di Bode del Circling

I grafici, in funzione del tempo, della risposta al comando a gradino unitario e degli angoli di deflessione di alettone e, per come è stato progettato l'autopilota, anche di timone, sono mostrati nelle Figure 4.43 e 4.44:

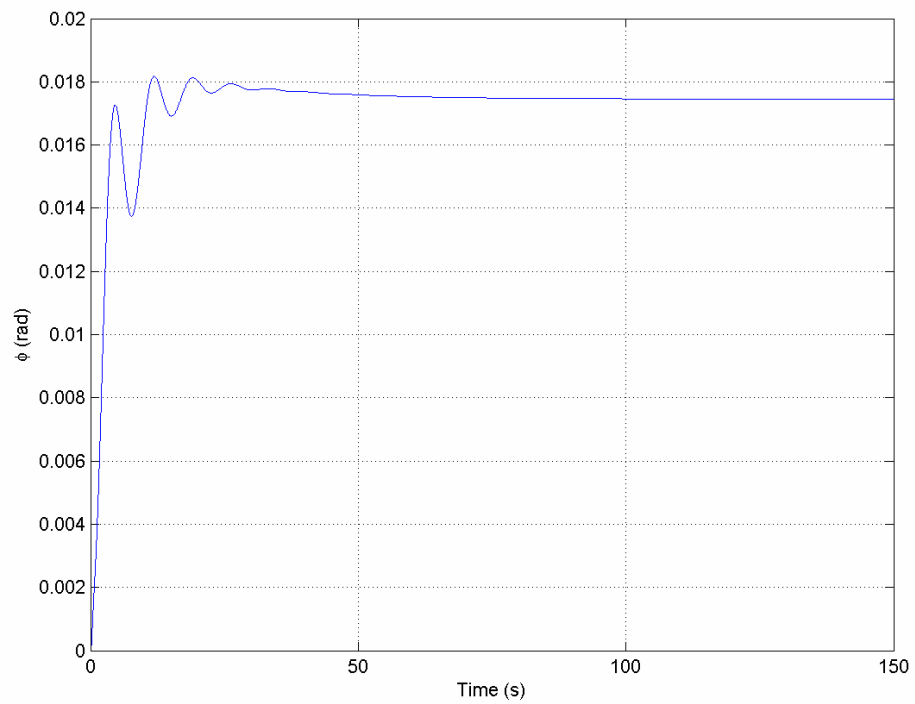


Figura 4.43 - Risposta del velivolo al comando a gradino di Φ

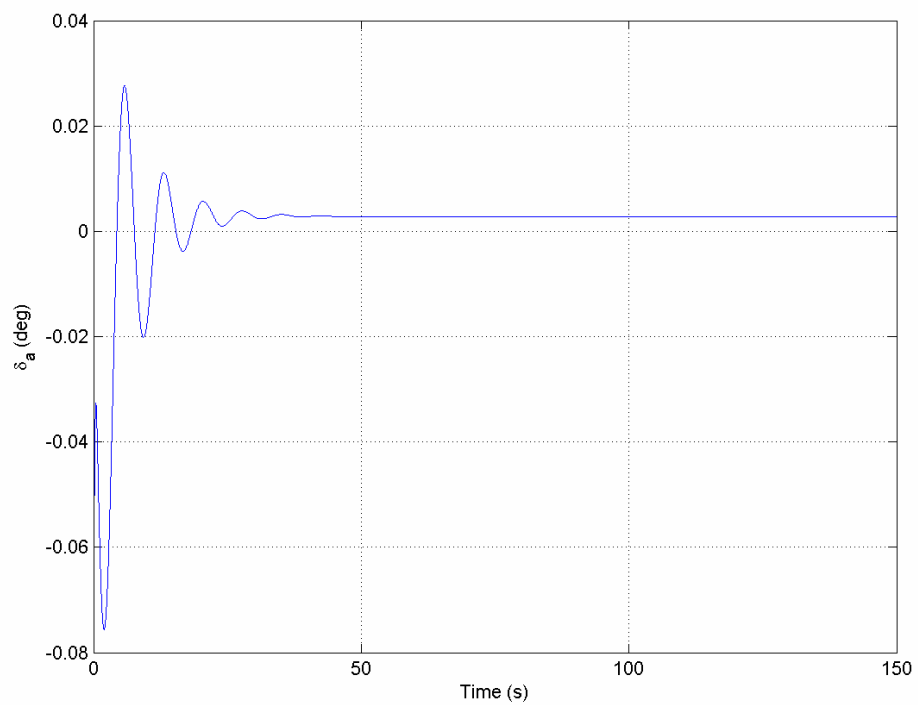


Figura 4.44 - Angoli di deflessione degli alettoni

4.4.8 Riepilogo delle Modifiche Apportate

Nella tabella di seguito, è riportato un riepilogo delle modifiche apportate ai guadagni dei sistemi di controllo:

S.A.S.	Precedente Guadagno	Attuale Guadagno
<i>Pitch Damper</i>	-0.0718	-0.144
<i>Yaw Damper</i>	-0.5362	-0.568
Coordinatore di virata	0.144	-0.415
Autopilota	Precedente Guadagno	Attuale Guadagno
Velocità Indicata	0.164	0.335
Velocità Verticale	-0.0178	-0.0158
Angolo di Prua	-0.222	0.0692
Angolo di Rotta	-2.661	-3.01
<i>Circling</i>	-0.48	-0.0562

Tabella 4.5 - Valori dei guadagni dei sistemi di controllo

È importante evidenziare che, nonostante l'inserimento degli attuatori reali abbia implicato l'aggiunta nel modello di due poli complessi di alta frequenza, mentre prima erano considerati come un ritardo puro e quindi come un polo reale di alta frequenza, è bastato cambiare i valori dei guadagni per riuscire a mantenere stabili gli autopiloti.

4.5 Individuazione dei Guasti

Sui velivoli, al fine di ottenere la certificazione necessaria, si cerca di avere sistemi d'attuazione in numero tale da poter avere una quadruplica ridondanza degli stessi. L'individuazione dei guasti è così fatta confrontando i valori degli angoli dei servocomandi tra loro; qualora uno di questi sia diverso dagli altri, l'attuatore in questione è messo in folle, in modo da non creare problemi di manovre errate.

Il nostro velivolo però non ha la possibilità, per problemi di spazio, di avere una quadruplica ridondanza, infatti sono presenti sull'UAV-SCAUT:

Posizione attuatori	Numero
Rudder	2
Equilibratore	2
Flap semiala destra	2
Flap semiala sinistra	2
Alettoni	2
Carrello anteriore	1
Manetta	1
Paracadute	1

Tabella 4.6 - Posizione e numero degli attuatori installati sull'UAV

È presente un solo attuatore per ogni superficie mobile, tranne per l'equilibratore, ma ciò era necessario per poter avere un corretto comando senza sovraccaricare troppo il servocomando, nel caso nel fosse stato installato uno solo.

La quadruplice ridondanza è stata quindi simulata utilizzando una funzione di trasferimento che approssima il funzionamento dell'attuatore. In questo modo leggendo la tensione in uscita dal potenziometro, il sistema è in grado di determinare la reale posizione angolare assunta dall'attuatore, mentre, tramite la Funzione di Trasferimento (FdT) ed il valore del comando proveniente dal joystick, è calcolato il valore teorico del servocomando. Sono presenti quindi quattro attuatori, uno reale e tre virtuali.

Il riconoscimento del guasto è fatto con la procedura seguente. Sono presi i quattro segnali (chiamati per comodità A, B, C, D), ciascuno è confrontato con gli altri tre (A-B, A-C, A-D, B-C ecc.) ed a tali differenze è assegnato il valore 0 a quelle nulle ed 1 a quelle non nulle. Per ogni gruppo di confronti infine, viene verificato se tutte le differenze sono uguali.

Per vedere il funzionamento è stata fatta una tabella in cui sono riportati i valori che si ottengono con questa procedura:

0,5	0,7	0,5	0,5
-0,2	0	0	
	0,2	0,2	
		0	
Gruppo 1 (A-B, A-C, A-D)			
FALSO			
Gruppo 2 (A-B, B-C, B-D)			
VERO			
Gruppo 3 (A-C, B-C, C-D)			
FALSO			
Gruppo 4 (A-D, B-D, C-D)			
FALSO			

Tabella 4.7 - Esempio della procedura di individuazione dei guasti

I valori nella prima riga rappresentano i segnali dell'attuatore reale e di quelli virtuali, le tre righe sotto sono le differenze tra i valori. Sotto viene individuata la presenza di un guasto. In questo esempio uno dei valori iniziali è stato posto diverso dagli altri proprio per simulare un guasto e riuscire ad individuare dove è localizzato.

È logico che i tre virtuali diano i medesimi valori, visto che derivano dall'applicazione della medesima funzione e dallo stesso segnale in ingresso.

Il problema fino ad ora era che il sistema riconosceva la presenza di un guasto, ma non riusciva a determinare dove il guasto fosse. Adesso i risultati dei quattro gruppi sono inseriti in un vettore; ogni elemento può assumere valore zero (assenza di guasto) od uno (presenza del guasto). A questo punto è verificato per prima cosa se il vettore è formato da soli elementi nulli (corretto funzionamento degli attuatori) ed in caso negativo viene controllata a quale posizione corrispondono gli elementi del vettore non nulli e quindi quale è l'attuatore guasto.

Dato che nel modello dell'UAV-SCAUT è presente un solo attuatore reale (quello denominato A) per ogni superficie mobile, allora il vettore potrà assumere solamente due valori diversi [0 0 0 0] oppure [1 0 0 0], però per motivi di generalità il sottosistema Gestione dei Guasti controlla tutti gli attuatori, anche quelli simulati.

Il passo successivo è stato quello di mettere il blocco, che riconosce la presenza di un guasto, nel blocco che, presi i valori comandati dal joystick e dagli autopiloti, prima converte tali angoli in segnali per gli attuatori e poi attraverso i

potenziometri rileva gli angoli effettivi di deflessione degli stessi. È stata solamente una questione di prendere il blocco di rilevamento del guasto e di ripeterlo per ogni tipo di superficie mobile. In uscita adesso sarà presente un vettore, di tanti elementi quanti sono gli attuatori reali, i cui elementi assumono il valore nullo se gli attuatori funzionano od altrimenti un valore corrispondente all'attuatore guasto, secondo la numerazione prima descritta.

In seguito tale vettore dovrà essere passato ad un sottosistema che gestisca la presenza dei guasti, in accordo alle regole utilizzate per modificare la missione a fronte della presenza di guasti.

5 Il Computer Instruments

5.1 Generalità

Nel presente capitolo saranno descritte le modifiche apportate a quello che prima era il Cockpit, in cui si visualizzavano contemporaneamente sia la strumentazione di bordo sia la mappa interattiva.

In seguito alla creazione del Rack del banco prova la strumentazione e la mappa interattiva sono state fisicamente divise, in modo da alleggerire il carico di lavoro sopportato dai calcolatori. Tutto questo è stato fatto perseguendo l'idea di rendere più veloce la simulazione e più fluida e scorrevole la grafica. Questi erano due obiettivi importanti da ottenere, visto che Strumenti è una delle tre interfacce, insieme a Mappe e Joystick, tra velivolo e pilota.

Per questo motivo è stato cambiato anche il video su cui è visualizzata la strumentazione di bordo, scegliendone uno più grande che permette una migliore visione dei dati. Il Pannello Strumenti, che era stato creato con il software *Labview*TM, è stato perciò aggiornato al nuovo schermo nella disposizione della strumentazione, ma anche nelle funzioni, che deve svolgere.

Saranno quindi analizzate in dettaglio sia le modifiche visive del Pannello Strumenti, sia quelle strutturali.

5.2 Descrizione del Pannello Strumenti

Per rendere più agevole l'individuazione sul Pannello Strumenti dei vari elementi che lo compongono e descriverne le modifiche apportate, il Pannello è stato suddiviso in tre zone ben precise: la fascia superiore, quella centrale e quella inferiore. La fascia superiore sarà chiamata Volo Automatico, quella centrale prenderà il nome di Strumenti della Situazione di Volo e la fascia inferiore Indicatori Generici.

È possibile vedere le tre zone precedentemente indicate nella figura riportata di seguito (Figura 5.1):



Figura 5.1 - Pannello Strumenti

5.2.1 Volo Automatico

Iniziando dalla parte superiore, che è ben identificabile da una fila di indicatori numerici, pulsanti e LED. Questa parte riguarda l'attivazione e la gestione degli autopiloti e delle diverse modalità di navigazione automatica possibili nel modello di FMS.

Nella zona sinistra sono presenti gli indicatori delle modalità di navigazione automatica (VOR od a Waypoint). Queste sono inserite e gestite sul Pannello Mappa Interattiva, di cui sarà trattato nel capitolo ad essa dedicato, mentre su questo è visualizzato solamente il loro inserimento, tramite l'accensione dei LED, ed i valori del Waypoint e della radiale per la parte della navigazione VOR, e del primo Waypoint inserito per la navigazione a Waypoint.

I restanti indicatori sono invece gestiti direttamente dal pannello della Strumentazione, giacché il loro inserimento non è dipendente dalla posizione del velivolo sulla mappa. Al centro dei vari blocchi degli autopiloti è ben visibile un pulsante ovale più grande degli altri; che serve per attivare o disattivare la possibilità d'inserire gli autopiloti. Per attivare un autopilota è necessario:

- 1- Premere il pulsante d'accensione generale degli autopiloti e verificare che sia acceso il LED accanto.
- 2- Inserire, nell'apposito spazio, il valore che si desidera raggiungere (angolo di rotta, di *heading*, velocità indicata, quota, velocità di salita o raggio di *circling*).
- 3- Premere sul pulsante corrispondente per attivare l'autopilota.

A differenza delle navigazioni automatiche, è possibile anche inserire più autopiloti contemporaneamente.

Per un corretto funzionamento degli autopiloti, è bene seguire sempre la procedura indicata, poiché l'accensione del pilota automatico prima dell'inserimento del valore desiderato, nel caso degli angoli e del raggio di *circling* non ha grossi effetti, ma nel caso degli autopiloti in velocità indicata e quota possono generare errori che si possono rivelare catastrofici.

5.2.2 Strumenti della Situazione di Volo

Questa parte è quella formata dagli otto strumenti presenti nella parte centrale del pannello e da quei due posti a sinistra sotto a quelli.

Si analizziamo il loro significato partendo da quello posto nell'angolo superiore a sinistra e procedendo lungo la riga. Il primo è l'indicatore del numero di giri del motore, che serve per avere un'idea della coppia motrice fornita dal motore. Di seguito si trova l'indicatore della velocità dell'aria, che fornisce la velocità indicata (IAS) dell'aereo; su esso sono segnate anche le velocità di stallo al suolo con e senza i flap deflessi. Il terzo strumento è l'orizzonte artificiale che fornisce i valori degli angoli di traiettoria e di rollio. Accanto a questo c'è l'altimetro, la cui funzione è implicita nel nome stesso, ma è bene ricordare che questo dà una quota utilizzando l'atmosfera standard; non è un valore esatto, ma serve perché i regolamenti non assegnano ai velivoli una quota rispetto al suolo, ma un livello di volo.

Ripartendo da sinistra troviamo l'indicatore del carburante residuo; la lancetta indica la percentuale di carburante presente nel serbatoio primario, mentre l'indicatore numerico rappresenta quello nel serbatoio secondario. Accanto a questo si trova il coordinatore di virata che visualizza l'angolo di "scivolata" laterale dell'aereo e l'angolo di virata. Il terzo di questa fila è l'Indicatore di Situazione Orizzontale (HSI = *Horizontal Situation Indicator*), che mostra l'angolo di rotta, quello di prua e la distanza dalla radiale del Waypoint; è uno strumento molto utile in fase di volo perché utilizza i segnali inviati dai radiofari. Il quarto della fila è quello che indica la velocità di salita del velivolo; serve per avere un'idea immediata della traiettoria del velivolo e della velocità con cui questo sale o scende.

Gli ultimi due strumenti presenti sono quelli che indicano temperatura e pressione statica dell'aria, in altre parole la situazione atmosferica all'esterno del velivolo; sono informazioni che possono essere utili per ricavare la velocità effettiva del velivolo.

5.2.3 Indicatori Generici

La parte inferiore del pannello della Strumentazione è finalizzata alla visualizzazione d'informazioni utili, anche se non sono sempre indispensabili alla corretta esecuzione della missione assegnata.

Partendo di nuovo da sinistra in alto e procedendo come prima, si trova l'indicatore della posizione, latitudine e longitudine, del velivolo, fornite dal GPS. Sotto questo ci sono gli indicatori luminosi dei sistemi che si attivano in fase di avvicinamento (*approach*) alla pista di atterraggio. Accanto a questo

sono stati collocati un orologio ed un cronometro. I cinque indicatori mobili accanto mostrano nell'ordine gli angoli di deflessione delle superfici mobili di: alettoni, timoni, flap, equilibratore e la percentuale di manetta.

I pulsanti in basso a sinistra avviano l'accensione del motore e la funzione di sterzata a terra, anche se allo stato attuale dello sviluppo del velivolo sono inattivi. Di seguito si trova l'indicatore del coefficiente di carico, che è visualizzato in percentuale.

Accanto a questo ci sono una serie di levette, anche esse attualmente inattive. Al termine di questa fila, infine, si trova la spia luminosa, che indica l'attivazione dei freni, ed un pulsante per la terminazione di emergenza della missione.

5.3 Modifiche al Pannello Strumenti

La modifica più importante al pannello della strumentazione è sicuramente quella di impedire l'inserimento delle modalità di navigazione automatica dal pannello stesso, ma spostandola interamente sul Pannello Mappa Interattiva. Il motivo di questo cambio è dovuto fondamentalmente alla separazione fisica delle due parti del Cockpit ed alla volontà di rendere più veloce la simulazione. Sarebbe stato probabilmente possibile mantenere inalterata la funzione, ma a scapito di una notevole complicazione del modello che genera il Pannello Strumenti, cosa questa che si sarebbe ripercossa negativamente sulla velocità del sistema in fase di simulazione.

Un'altra modifica, sempre dipendente dalla separazione della strumentazione dalla mappa, vede coinvolto il vettore dei dati in ingresso. Come è stato spiegato precedentemente, adesso alcuni calcolatori sono più interconnessi tra loro; uno di questi è proprio Instruments, che mentre prima riceveva i dati solamente da FMS, adesso prende anche alcuni valori da Maps. Questi dati sono quelli che sono visualizzati nella zona delle navigazioni automatiche della parte Volo Automatico del pannello in questione.

Per lo stesso motivo, anche le uscite sono cambiate, perché i dati dal Pannello Strumenti sono inviati, come nei modelli precedenti, a FMS, ma il loro numero è ridotto.

È possibile prendere visione dei nuovi schemi di *Labview™*, che generano il Pannello Strumenti, in Appendice F.

6 Il Computer Maps

6.1 Generalità

Nel presente capitolo saranno illustrate gli aggiornamenti introdotti dall'inserimento all'interno del banco prova di un calcolatore dedicato alla gestione del Pannello Mappa Interattiva, chiamato appunto *Maps*.

Il pannello è stato creato seguendo però la forma che aveva quando questo era parte integrante del Cockpit. L'aspetto visivo quindi è lo stesso di prima, anche se è visualizzato, come per il Pannello Strumenti, su uno schermo più grande, che permette una miglior visione della mappa e della posizione che il velivolo occupa su essa.

La divisione dalla strumentazione ha imposto alcune radicali modifiche, sempre però cercando di non stravolgere troppo l'architettura del Cockpit ormai acquisita e considerata valida.

Il Pannello Mappa Interattiva sarà quindi prima descritto nelle parti che lo compongono e poi saranno illustrate le due diverse versioni del pannello stesso che sono state create appositamente, con particolare attenzione alle differenze tra i due modelli, sia dal punto di vista dei diagrammi *Labview*[™] sia da quello delle funzioni cui possono adempiere.

Saranno infine confrontati pregi e difetti dei due modelli, così da essere in grado di scegliere quale utilizzare tra essi a seconda delle diverse necessità di visualizzazione che si riscontrano durante le varie simulazioni.

6.2 Il Pannello Mappa Interattiva

Il Pannello Mappa Interattiva è un'interfaccia grafica generata in *Labview*[™]. La sua funzione principale è quella di fornire una visualizzazione grafica della posizione del velivolo rispetto alla mappa della zona di volo. La funzione secondaria, ma non per questo meno importante, è quella di permettere l'attivazione delle modalità di navigazione automatiche, che sono fondamentali

per permettere all'UAV di adempiere alla sua funzione di controllo del territorio.

Per descrivere in modo semplice e chiaro il Pannello Mappa Interattiva, questo sarà diviso in due parti, come è stato fatto per il Pannello Strumenti, ben distinte tra loro: la Mappa, a sinistra, e la Pulsantiera dei Comandi, a destra. Le parti sono ben individualizzabili nella Figura:

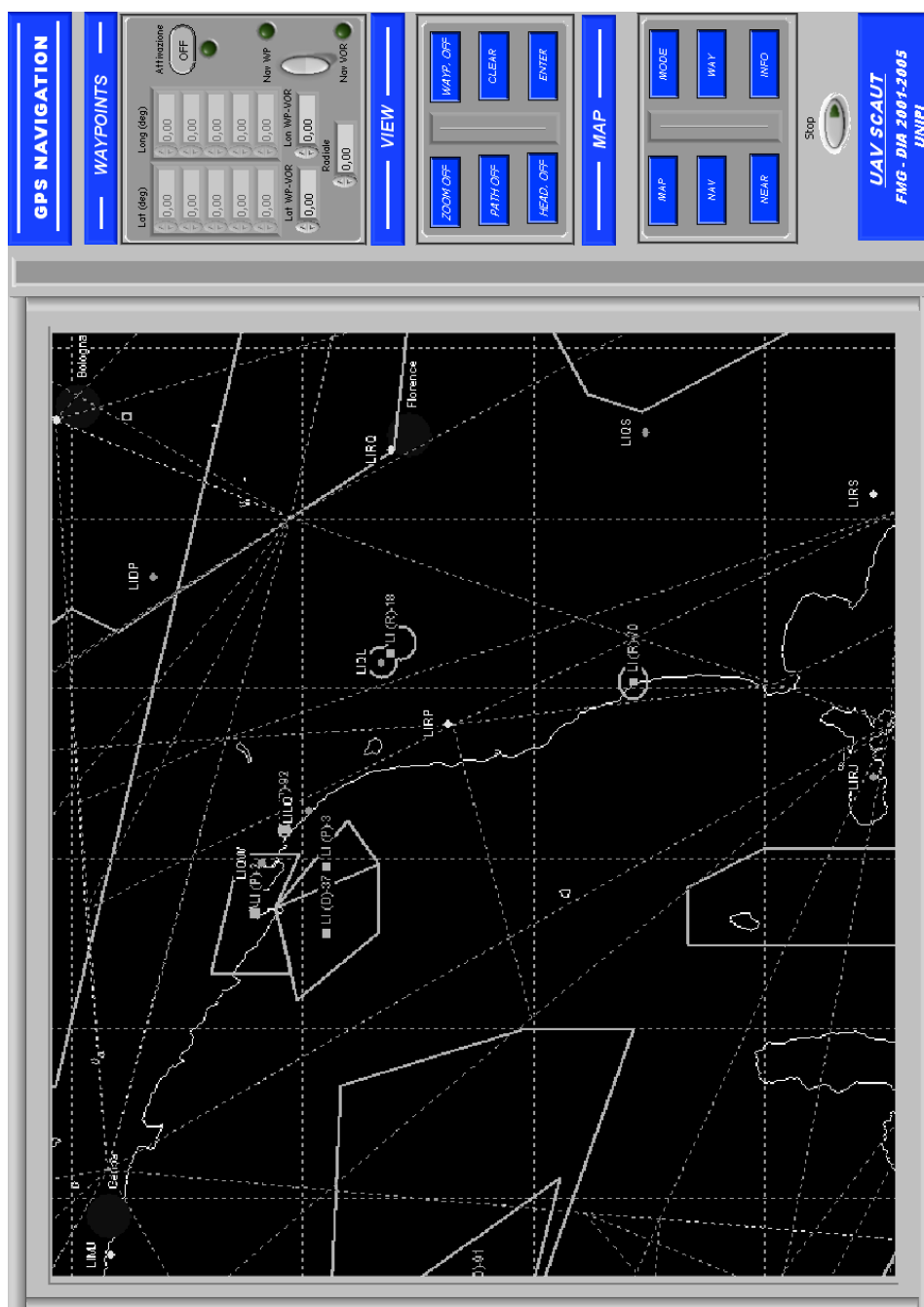


Figura 6.1 - Pannello Mappa Interattiva

6.2.1 La Mappa

La funzione di questa parte del pannello è chiaramente quella di visualizzare la posizione del velivolo rispetto alla zona di volo, ma anche quella di segnare gli eventuali Waypoint assegnati per il completamento della missione. La Mappa è realizzata in due modi diversi, a seconda della versione utilizzata. La prima versione è quella che sfrutta completamente la procedura precedente di creazione della mappa grafica e che è ampiamente descritta in [3]. La funzione aggiuntiva prevista in questo modello è quella di inserire gli eventuali Waypoint semplicemente cliccando con il mouse direttamente sulla mappa.

La seconda versione invece utilizza un oggetto ActiveX della ditta *Global Majic Software*[™], che è un sottoprogramma di gestione della grafica, che prevede al suo interno già tutte le funzioni necessarie ed in più altre non presenti nel primo modello. Una funzione attivabile direttamente per mezzo del mouse è quella di zoom. Se questo è attivato, di default lo è sempre, è possibile effettuare ingrandire una zona della mappa semplicemente portandosi su di essa con il puntatore del mouse, e spostandolo tenendo contemporaneamente premuto il pulsante destro del mouse.

6.2.2 La Pulsantiera dei Comandi

La Pulsantiera dei Comandi è, a sua volta, divisa in tre sottoparti denominate: Waypoints, View e Map.

La zona Waypoints è quella che riguarda le coordinate dei Waypoint, fino ad un massimo di 5, per effettuare la navigazione a Waypoint, oppure quelle di un unico punto e la radiale, per la navigazione VOR.

Nella prima versione del modello, visto che è possibile assegnare i Waypoint direttamente sulla mappa, le caselle presenti servono solo per leggerne le coordinate. Al contrario nel secondo modello è necessario dare i valori delle coordinate, per cui le caselle servono per inserirle. In entrambi i casi però la radiale deve essere assegnata da tastiera, inserendone il valore nell'apposita cella e questo perché la navigazione VOR necessiterebbe di un transponder per la ricezione dei segnali dei radio fari, ma al momento questo è solamente simulato.

Alla destra delle caselle delle coordinate si trova il pulsante di attivazione delle navigazioni automatiche e sotto ad esso un selettore per scegliere quale effettuare; un LED accanto ad ognuna delle due posizioni permette di vedere immediatamente quale sia la scelta fatta.

Per evitare errori in fase di simulazione è importante seguire alcune semplici, ma importanti regole:

- 1- Prima di attivare le navigazioni automatiche, bisogna inserire le coordinate del/dei punto/i e l'eventuale radiale; poi scegliere la modalità di navigazione ed infine premere il pulsante di attivazione. Questo serve a non assegnare al velivolo un punto che non si trovi sulla mappa.
- 2- Per eliminare un Waypoint è necessario portarsi con il puntatore del mouse su entrambe le celle relative al punto da eliminare, cliccare con il tasto destro, dal menù a tendina che appare, scegliere "*Data Operations*" e quindi "*Delete Element*". In questo modo il punto viene proprio eliminato, altrimenti ponendolo a zero, al sistema di volo sarebbero assegnate le coordinate di un punto all'equatore.

La zona View del pannello è attiva solamente sulla seconda versione del Pannello della Mappa Interattiva. La sua funzione è quella di permettere di attivare o disattivare alcune funzioni accessorie dell'*ActiveX*, che gestisce la Mappa Interattiva.

Questi pulsanti sono:

- 1- "*Zoom Off*": disattiva la funzione di zoom della mappa. Una volta disattivato, basta premerlo di nuovo per riabilitare la funzione.
- 2- "*Path Off*": disattiva il tracciamento della traiettoria percorsa dal velivolo.
- 3- "*Head Off*": disabilita la linea che indica la direzione del velivolo (*heading*).
- 4- "*Wayp. Off*": disabilita il tracciamento della linea che unisce i vari Waypoint.
- 5- "*Clear*": momentaneamente non attivo.
- 6- "*Enter*": momentaneamente non attivo.

La zona del pannello denominata Map comprende 6 pulsanti, che al momento non sono funzionanti in nessuna versione, ma che dovrebbero fornire informazioni sulla mappa in esame.

Sotto a tutti questi pulsanti ce n'è uno indicato con “*Stop*”, che serve solamente per terminare correttamente l'esecuzione del file *Labview*TM.

È importante poi ricordare che quel pulsante deve essere premuto solamente dopo aver terminato l'esecuzione dei file compilati con *Xpctarget*, altrimenti vengono a mancare a FMS ed a Sim dati necessari alla corretta simulazione del volo.

6.3 Confronto tra i Pannelli

Sono stati creati due pannelli perché in virtù delle caratteristiche peculiari di ognuno di essi, è possibile focalizzare l'attenzione su un diverso aspetto della simulazione. Fermo restando che i due pannelli sono completamente intercambiabili, saranno di seguito descritte le caratteristiche specifiche di ognuno, così da mettere in luce il migliore ambito di utilizzo di ciascuno.

Il primo pannello, come è già stato detto precedentemente, permette l'inserimento dei Waypoint in modo semplice e rapido per mezzo del mouse. Questa è una caratteristica utilissima qualora si desideri effettuare una missione di ricognizione sopra una zona presa a caso, o comunque ben delimitata nella forma (ad esempio un'isola, un lago ecc.).

Il secondo pannello è invece molto più utile quando la ricognizione deve essere eseguita su una zona ben precisa, di cui quindi si conoscono esattamente le coordinate dei punti (come ad esempio avviene nelle ricognizioni militari); può inoltre essere molto utile quando si desidera controllare la traiettoria seguita per raggiungere i punti o comunque ogni volta in cui sia necessario poter utilizzare le funzioni aggiuntive presenti nell'*ActiveX*.

7 Visual e Joystick

7.1 Generalità

In questo capitolo saranno molto brevemente illustrate le novità sia a livello di hardware sia di software, che coinvolgono i calcolatori denominati *Visual* e *Joystick*. Sarà descritta la loro funzione precipua e come questa è ottenuta.

È noto infatti che Visual rappresenta la finestra del pilota sull'ambiente esterno. Questa finestra è necessaria perché in alcune fasi del volo non è possibile basarsi solamente sul volo strumentale, a meno di non voler aumentare notevolmente i costi di produzione, ma ciò sarebbe in contrasto con uno degli obiettivi principali alla base del progetto stesso. Quando il velivolo avrà raggiunto la sua configurazione definitiva, sarà dotato di almeno tre videocamere digitali, che inviando le immagini a Visual permetteranno di avere una visuale di 180° dell'ambiente esterno.

È immediato dedurre che Visual quindi non gioca una parte attiva nella simulazione della missione di volo e ciò si vede anche dalla Figura 2.3. La funzione principale di Visual è perciò quella di generare lo scenario esterno al velivolo; visto che al momento il modello eseguirà solamente prove di volo simulato, è inutile installare le videocamere, che fornirebbero sempre la stessa immagine, che potrebbe addirittura essere fuorviante per il pilota; allora per permettere la visione dell'esterno dell'abitacolo è stato utilizzato *Microsoft Flight Simulator 2002*TM a cui sono passati i dati relativi alla posizione del velivolo per mezzo di un programma che crea il collegamento necessario.

Joystick, come è già stato anticipato nel capitolo 2, è la vera e propria interfaccia tra il pilota ed il velivolo. Per mezzo di questa periferica il pilota è in grado di controllare attivamente il velivolo e, grazie al sistema di ritorno di forza, ha anche la sensazione dello sforzo di barra.

7.2 Il Visual

Come è già stato spiegato questo calcolatore utilizza *Microsoft Flight Simulator 2002™*, sul quale basta richiamare lo scenario corrispondente alla zona di volo assegnata.

I dati però non possono essere passati in modo diretto, ma è necessario usare un file eseguibile chiamato *FSlink* della ditta *EmTek*, che tramite connessione UDP riceve i dati e li invia al programma.

7.3 Il Joystick

Joystick possiede una doppia funzione:

1. Quella principale è quella di essere l'interfaccia fisica tra il pilota ed il velivolo, per mezzo della periferica joystick, con la quale è possibile comandare manualmente l'UAV.
2. La secondaria, dettata dai criteri di abbattimento dei costi e di ottimizzazione delle risorse, è quella di essere il computer *host* per mezzo del quale si caricano i modelli *Simulink™* sui computer *target* (FMS e Sim) per la simulazione in tempo reale.

La periferica joystick è un *Microsoft SideWinder™*, dotato di meccanismo di ritorno di forza (*Force Feedback*), che permette di avvertire lo sforzo di barra.

È stato creato un modello *Simulink™* che acquisisce i dati provenienti dal joystick, li compatta in un vettore, li unisce a quelli provenienti da Strumenti e Mappe ed infine inviati a FMS, come mostrato in Figura 7.1.

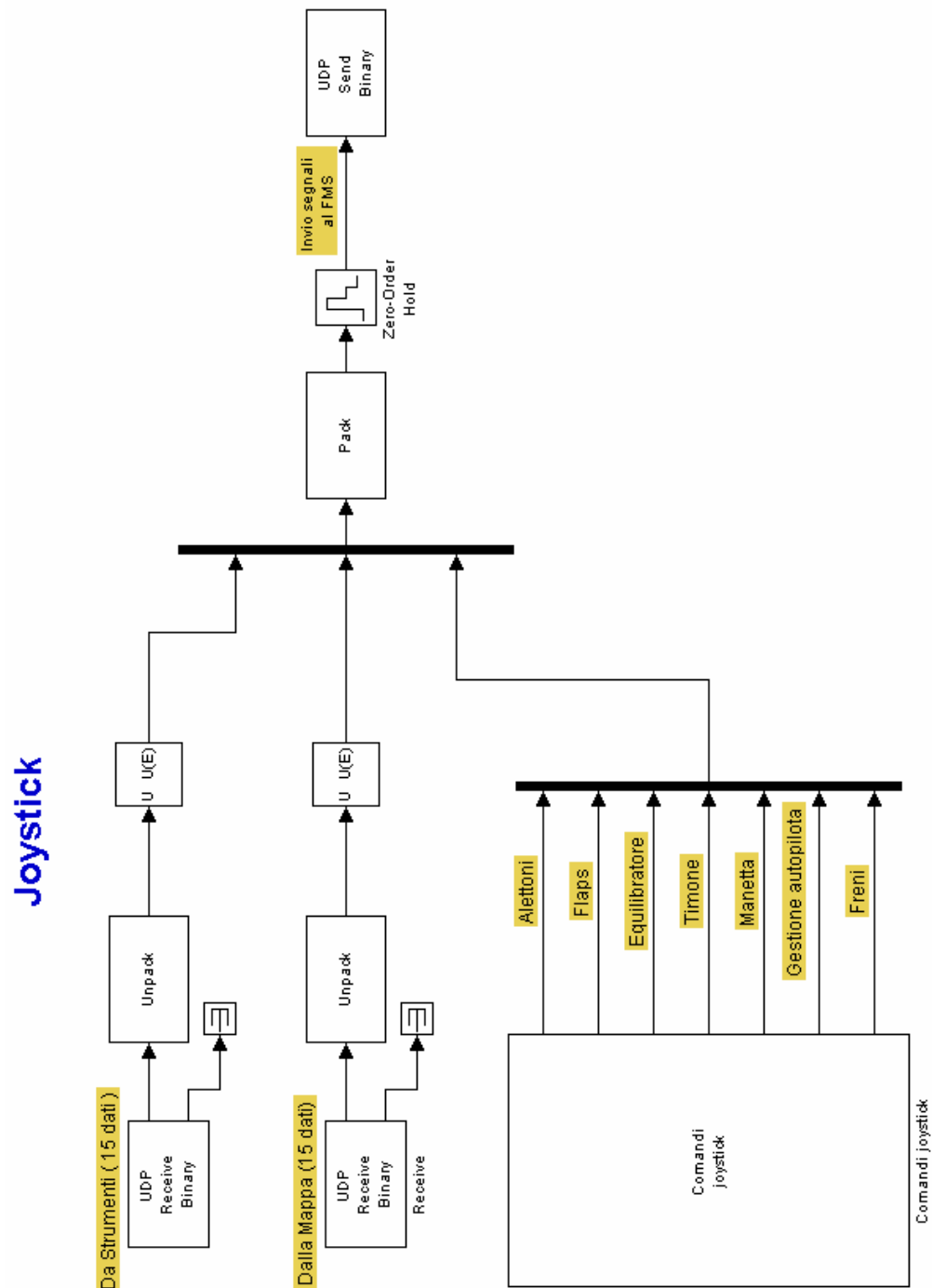


Figura 7.1 - Schema del modello Simulink del Joystick

I comandi di equilibratore ed alettone sono assegnati con i movimenti della cloche avanti-indietro e destra-sinistra rispettivamente; la manetta è controllata per mezzo dell'apposita leva; il timone è gestito ruotando la leva attorno al

proprio asse. Gli autopiloti, i flap ed i freni sono invece gestiti per mezzo dei pulsanti secondo la combinazione riportata in Tabella 7.1:

Funzione	Pulsante d'Attivazione	Pulsante di Disattivazione
Comando generale degli autopiloti	1	2
Freni	3	4
Deflessione Flap	5 (aumenta se ripetuto)	6 (riduce se ripetuto)

Tabella 7.1 - Combinazione dei pulsanti e dei comandi loro assegnati

Gli altri pulsanti sono momentaneamente inattivi. Informazioni più esaustive sono reperibili in [4].

La necessità di avere su ogni calcolatore solamente i programmi strettamente necessari alla loro funzione specifica, avrebbe anche potuto portare ad avere un computer con la sola funzione di *host*, ma visto che quello del Joystick è un modello *Simulink*TM e che comunque questo vuol essere un Simulatore di Volo che rientra nella categoria di quelli a basso costo, allora quella di dare a Joystick questa funzione aggiuntiva permette sicuramente di ridurre i costi senza peraltro andare contro all'altra linea guida di progetto. In definitiva su Joystick sono presenti anche i modelli *Simulink*TM di FMS e Sim, che saranno caricati tramite *xPC Target* sui due computer dedicati.

8 Il Modello dell'UAV-SCAUT

8.1 Generalità

In questo capitolo sarà brevemente esposta la funzione e la struttura del modello dell'UAV, soffermandoci sui collegamenti effettuati con gli apparati di movimentazione delle superfici mobili e con le schede di acquisizione dei dati.

Sarà poi mostrato il velivolo nella sua interezza, così da riuscire a vedere quale sarà fatto l'UAV-SCAUT al momento in cui saranno eseguite le prove di volo.

Quello attualmente in uso presso il laboratorio di Meccanica del Volo del Dipartimento d'Ingegneria Aerospaziale è infatti solamente un modello in scala (*mock-up*) di quello che diverrà il velivolo che effettivamente compirà le missioni di volo. La funzione principale di questo modello è quindi quella di controllare l'effettiva funzionalità degli apparati di bordo, e la possibilità di effettuare tutti i cablaggi necessari e, in ultima analisi, può avere una funzione didattica poiché permette la visione del funzionamento degli autopiloti.

La struttura fisica del velivolo non è stata assolutamente modificata, si tratta quindi di un velivolo propulso con un motore ad elica spingente, fornito, come ovvio, di una doppia coda (altre informazioni sono riportate in [2]). Nella foto di seguito, Figura 8.1, è possibile vedere il modello nella sua interezza.



Figura 8.1 - Modello dell'UAV-SCAUT

8.2 Collegamenti con i Servocomandi

Per riuscire a collegare le superfici mobili ai servocomandi è stato necessario ricavare delle aperture all'interno delle quali poter alloggiare gli attuatori e fissarli al velivolo, cercando inoltre di non farli sporgere troppo rispetto alla superficie, in modo da non alterare troppo l'aerodinamica del modello. Nella Figura 8.2 si può vedere uno degli alloggiamenti dei servocomandi e come questi poi trasmettono il moto alla relativa superficie mobile.



Figura 8.2 - Alloggiamento di un attuatore

All'interno di queste cave si possono notare due squadrette di metallo, provviste di viti, che servono per fissare gli attuatori alla struttura, una piccola squadretta di balsa, che serve per tenere fermo il potenziometro e quindi riuscire a ricavare l'angolo di rotazione effettivo del servocomando, ed una serie di cavi elettrici, che sono quelli che servono per portare il segnale da FMS agli attuatori, ma anche per leggere i segnali in uscita dai potenziometri. I cavi poi sono tutti

convogliati in un'unica zona per poter essere collegati alle due schede di acquisizione di FMS.

All'interno della fusoliera sarà poi predisposto lo spazio per la batteria d'alimentazione, mentre allo stato attuale delle cose sia FMS sia i potenziometri sono alimentati dal generatore di tensione continua posto nel rack vicino a FMS. Nella Figura 8.3 è mostrato il montaggio completo di attuatore e potenziometro all'interno dell'apposito alloggiamento:

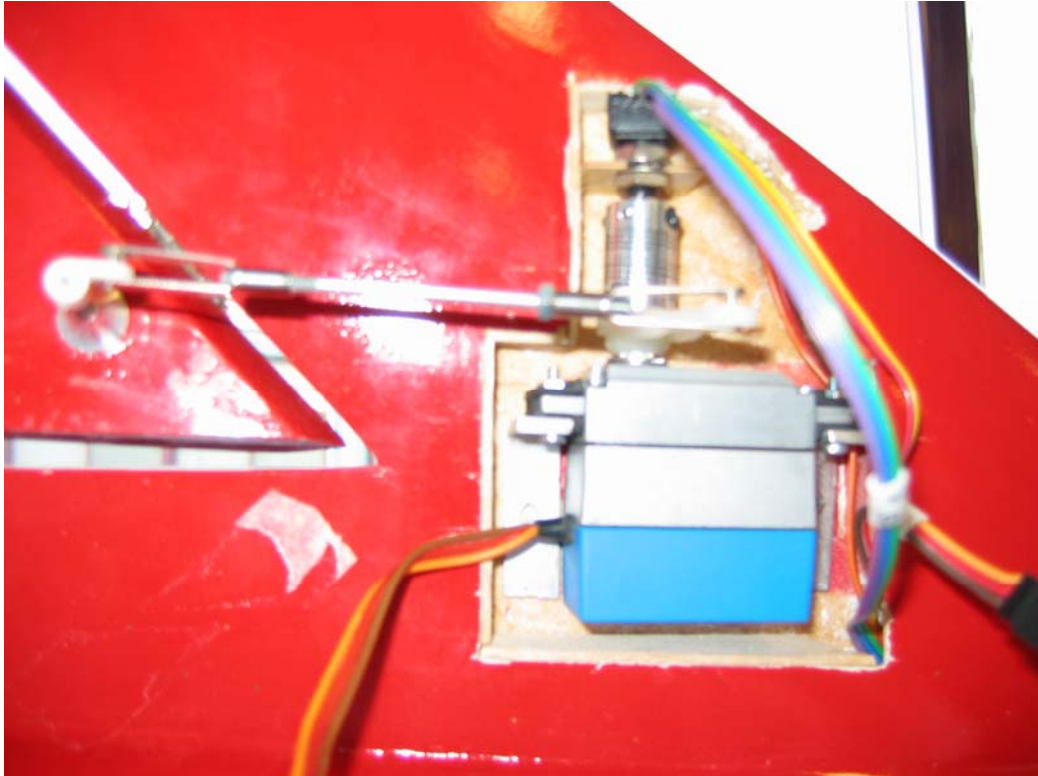


Figura 8.3 - Esempio di montaggio di un attuatore con il relativo potenziometro

Sempre nella fusoliera dovranno poi essere alloggiate le due piattaforme inerziale e GPS, mentre in una zona vicino all'estremità di un'ala, in cui non si risenta troppo degli effetti aerodinamici, sarà ricavato un posto per il tubo di Pitot. Anche questi elementi saranno poi collegati alla scheda di acquisizione, così come spiegato nel capitolo 3 riguardante il Simulatore.

9 Conclusioni e Sviluppi Futuri

9.1 Conclusioni

Questo lavoro di tesi ha portato ad una sostanziale modifica dell'architettura sia hardware che software del banco prova conseguente, come visto, alle necessità di alleggerimento del carico di lavoro cui era sottoposto ogni calcolatore coinvolto nella simulazione, ed a quella di un più razionale sfruttamento delle risorse a disposizione.

Gli obiettivi di ampliamento del modello del *Simulatore*, con l'introduzione del sistema GPS, del simulatore di pista e del nuovo modello del carrello, di aggiornamento del modello del *FMS*, dovuta all'introduzione dei sistemi di attuazione, GPS, Dati Aria ed alla modifica del banco prova stesso, di aggiornamento del modello di gestione del *Joystick*, anche esso dovuto alla nuova disposizione dei calcolatori, e di creazione dei due pannelli *Strumenti* e *Mappa Interattiva* sono stati raggiunti.

Il *Flight Management System*, caricato su un minicalcolatore in grado di essere installato a bordo del velivolo, ed i sistemi di attuazione, inseriti negli appositi alloggiamenti ricavati nelle superfici alari, hanno reso completa l'integrazione tra software ed hardware. Questo permette di riuscire a vedere, durante una simulazione, il movimento delle superfici mobili, con tutto vantaggio per il realismo della simulazione stessa.

I fattori che hanno reso possibile questo risultato sono:

- L'utilizzo di *Simulink*[™] e di *xPC Target*, per la simulazione ed il comando degli attuatori.
- L'uso di *Labview*[™] per i pannelli dell'abitacolo virtuale.
- L'utilizzo di una rete locale ethernet, formata da sei calcolatori provvisti di schede di rete e collegati tra loro per mezzo di un switch.

Nella figura riportata a seguito è possibile vedere il banco prova completo, formato dal rack dei calcolatori e dal modello dell'UAV-SCAUT.



Figura 9.1 - Foto del Rack dell'UAV-SCAUT

Gli ambienti di lavoro in cui sono stati create le varie parti del banco prova hanno poi un ruolo molto importante. La caratteristica schematicità di *Simulink*TM infatti permette al programmatore di creare facilmente delle parti (*blocchi*) seguendo il flusso logico delle informazioni semplicemente assegnando delle entrate e delle uscite ben definite ed inoltre il fatto di eseguire una programmazione attraverso un'interfaccia grafica aiuta notevolmente ad individuare i punti in cui intervenire. Ciò permette di ottenere modelli di elevata flessibilità e quindi facilmente riadattabili al variare delle necessità.

Quelle di *Simulink*TM sono anche le principali caratteristiche di *Labview*TM. Tutto questo è un enorme vantaggio per chi deve programmare perché non si trova di fronte alla necessità di imparare dei linguaggi di programmazione completamente diversi e quindi si traduce in una riduzione dei tempi necessari per creare nuove parti o modificare altre già esistenti.

L'utilizzo di una rete locale poi permette di usare programmi diversi per eseguire la simulazione:

- *FMS* e *Sim* utilizzano programmi compilati in linguaggio *C* ed eseguiti da *xPC Target*.
- *Joystick* usa un modello *Simulink*[™].
- *Instruments* e *Maps* usano dei file creati con *Labview*[™].
- *Visual* sfrutta gli scenari presenti in *Microsoft Flight Simulator*[™].

La rete locale permette inoltre lo scambio di dati ad alta velocità, che permette di ridurre i tempi necessari ad ogni ciclo di simulazione e di rendere perciò realistica la simulazione del volo stessa.

9.2 Sviluppi Futuri

Dopo aver descritto ed analizzato il funzionamento del Banco Prova e le modifiche apportate nel corso del presente lavoro di tesi, saranno adesso suggerite le prossime modifiche da fare così da rendere sempre più prossimo il momento del collaudo effettivo.

1. La prima e più importante miglioria è sicuramente quella di effettuare uno studio accurato dei modi in cui si modificano le funzioni di trasferimento dell'UAV-SCAUT al variare dei parametri che definiscono una configurazione di trim e conseguentemente creare una serie di tabelle che determinino gli adeguati valori di guadagno da assegnare ai sistemi di controllo automatici, così da riuscire ad eseguire una corretta simulazione di volo in qualunque condizione il velivolo si trovi.
2. La seconda modifica è forse la più importante dal punto di vista dell'hardware, perché è quella riguardante l'installazione della piattaforma GPS ed INS, in modo da poter alleggerire ancora la mole di

calcoli a carico del simulatore ed inoltre l'implementazione di un filtro di Kalman da integrare all'interno del software del FMS, che permetta di filtrare i segnali provenienti dalla piattaforma GPS.

3. La successiva sarà senza dubbio l'installazione del tubo di Pitot che permetta l'acquisizione dei dati aria.
4. A seguito dell'installazione di questi componenti sarà anche necessario dotare il velivolo di una ricetrasmittente che permetta l'invio e la ricezione della telemetria di bordo. Questo implica anche la necessità di applicare anche delle schermature sulle altre apparecchiature per non avere problemi di interferenze sui segnali.
5. Sarà poi necessario eseguire alcune prove sul motore per riuscire a creare un modello, che permetta di conoscere esattamente i consumi e la potenza erogata in funzione dei parametri di funzionamento del motore stesso.
6. Per impedire che in caso di guasto le attrezzature presenti sul velivolo UAV subiscano danni irreparabili, dovrà essere predisposta l'installazione a bordo di un paracadute, dapprima di quelli non direzionali, e poi eventualmente sul modello finale di quelli direzionali, così da poterne gestire anche la traiettoria di discesa. Naturalmente questo implica lo studio della dinamica e la creazione di modelli per il paracadute.
7. Per ottenere dagli enti preposti la certificazione al volo, sarà poi necessario provvedere a dotare il software del FMS di un blocco che riesca, oltre ad individuare i guasti, a determinarne la gravità, così da poter modificare gli obiettivi a seconda del guasto occorso.
8. Un'altra modifica da approntare al più presto è quella di installare le videocamere digitali a bordo del velivolo. Questo permetterà di eliminare il Visual, se non per eseguire dei voli simulati, e di avere una vista reale dell'esterno dell'abitacolo virtuale.

9. L'ultima modifica poi sarà quella di preparare un manuale contenente tutte le procedure da seguire per definire e gestire la missione desiderata.

Una volta che saranno apportate tutte queste modifiche, alcune potranno senz'altro essere materia di lavori di tesi successivi, è ragionevole ritenere che il velivolo UAV sia in grado di effettuare la sua prima missione di prova.

Appendici

Appendice A

Procedure

In questa appendice sono descritte in dettaglio le procedure utilizzate per la preparazione ed un corretto utilizzo del banco prova.

È bene tenere presente che queste procedure hanno validità generale e con piccole modifiche è possibile utilizzarle anche per la realizzazione di altri simulatori di volo (sia per velivoli abitati sia UAV) a condizione di utilizzare l'ambiente *Simulink*[™] e calcolatori in rete locale.

È bene notare che l'invio e la ricezione dei segnali tra i componenti del banco prova è stato realizzato per mezzo del protocollo di trasmissione dati *User Datagram Protocol* (UDP). La libreria *Simulink*[™] dedicata a questo protocollo è scaricabile dalla rete sul sito www.mathworks.com. La libreria contiene i blocchi *Pack/Unpack* e *Send/Receive* la cui funzione è stata descritta nel § 7.4.

A.1 Procedura di impostazione di “xPC Target” per la compilazione di in modello Simulink™

Lo scopo di questa appendice è quello di fornire le procedure di configurazione di un calcolatore, per riuscire ad effettuare simulazioni in tempo reale mediante *xPC Target*. È da notare che ogni modello compilato, come già detto in varie parti del presente lavoro, ha bisogno di un calcolatore ad esso dedicato, chiamato appunto *Target*. È quindi intuitivo che per ogni modello che deve funzionare in *Real Time* sono necessari due calcolatori:

- Il primo, che sarà chiamato sorgente, lavora in ambiente Matlab-Simulink e permette di compilare il modello ed inviarlo per mezzo della connessione in rete locale al secondo calcolatore.
- Il secondo PC, chiamato appunto Target, è quello che effettivamente esegue la simulazione in Real Time. Non lavorando in ambiente Windows, deve essere dotato di un dischetto di avvio o di una memoria flash che permette il caricamento automatico dei file di sistema necessari.

La procedura è la seguente:

- Installare sul PC *Sorgente* (nel quale è presente il modello *Simulink*™ da compilare) il programma Visual C++ contenuto all'interno del software MS-Visual Studio 6.0. Tra le impostazioni proposte selezionare la voce *Registrazione le variabili d'ambiente*.
- Avviare *Matlab*™ sul calcolatore *Sorgente* e sulla Command Window digitare il comando *xpcsetup*.
- Il precedente comando causa l'apertura di una finestra di dialogo (vedi Figura A.1), i cui campi devono essere riempiti come segue:
 - selezionare la voce *Visual C* nella casella *CCompiler*;
 - inserire nella casella *Compiler Path* il percorso della directory in cui è stato installato Visual C++;
 - selezionare la voce *TCP/IP* nel campo *Host Target Comm*;
 - inserire nelle caselle *TcpIp Target Address*, *TcpIp Target Port*, *TcpIp Subnet Mask* e *TcpIp Gateway* le omonime stringhe di

- numeri presenti nella schermata di avvio del monitor appartenente al *Target* (Figura A.2);
- inserire il tipo di scheda di acquisizione utilizzata nella casella *TcpIp Target Driver* (è stata utilizzata una scheda provvista di chip *I82559* per Sim ed una dotata di chip *NE2000* per FMS);

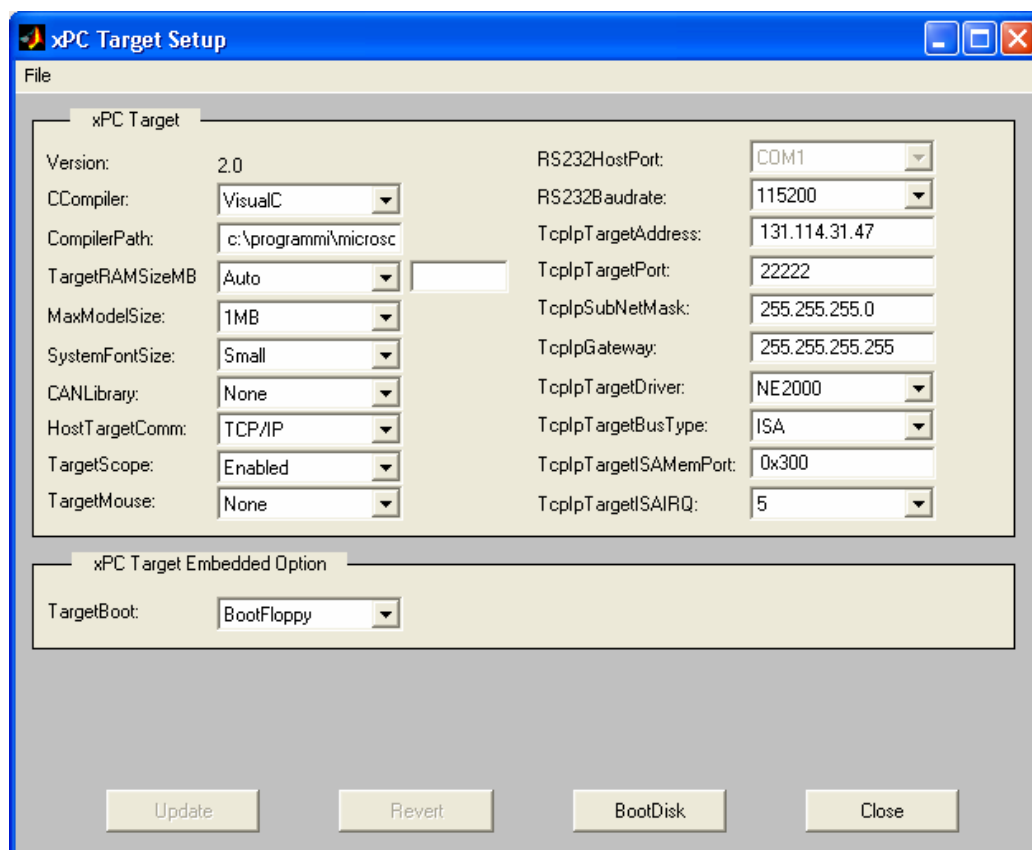


Figura A.1 - Finestra di configurazione di xPC Target

- Premere sul pulsante *Update* per rendere effettive le modifiche apportate.
- Avviare il calcolatore *Target*, sul cui monitor sarà presente la schermata di Figura A.2.
- Per verificare che le configurazioni precedenti siano esatte digitare sulla Command Window di *Matlab*TM il comando *xpctest* ed attendere il responso favorevole evidenziato dalla scritta “*Test Suite successfully finished*”.



Figura A.2 - Schermata di avvio di un calcolatore Target

- Sul computer *Sorgente* aprire il modello *Simulink*[™] da compilare.
- Digitare *Ctrl+E* ed all'apertura del pannello *Simulation Parameters* eseguire quanto segue:
 - selezionare nel campo *Category* la voce *Target Configuration*;
 - premere il tasto *Browse* e scegliere come *System target file* la voce *xpctarget.tlc*;
 - cliccare sul tasto *Build*, che determina la compilazione del modello *Simulink*[™] e l'automatica connessione al *Target*.
- Sul PC *Target* compariranno il nome ed i parametri di simulazione del modello compilato pronto per essere eseguito.

A questo punto la gestione del modello compilato può essere realizzata in tre modi diversi:

1. Tramite un generico browser sul PC *Sorgente*. È sufficiente digitare l'indirizzo IP del calcolatore seguito dal numero 22222, corrispondente

alla porta di comunicazione fra browser ed xPC Target; ad esempio <http://131.114.31.47:22222>.

2. Direttamente dalla finestra di xPC Target sul PC *Target* digitando da tastiera la lettera *c* (solamente alla prima esecuzione) e successivamente sulla riga *cmd* i comandi ***start*** per avviare e ***stop*** per interrompere la simulazione.
3. Dalla Command Window di *Matlab*[™] sul PC *Sorgente* digitando i comandi ***+tg*** e ***-tg***, che permettono l'avvio o l'interruzione della simulazione.

In ogni modo per cercare di far evitare errori nella configurazione di *xPC Target*, sono stati creati due file chiamati rispettivamente “*Setup_per_FMS*” e “*Setup_per_SIM*”, che contengono già tutte le informazioni da inserire nella finestra di dialogo. È necessario quindi solamente richiamarli dalla memoria per configurare correttamente i parametri di simulazione.

A.2 Procedura per la creazione di un disco di avvio

Per creare un disco di avvio (*boot disk*) di *xPC Target* è necessario seguire la procedura di impostazione del *target* descritta nell'Appendice A. In questo caso però prima di premere *Update* è necessario controllare che nel campo più in basso della maschera di *xpcsetup*, compaia la scritta *Boot-disk*, che indica che il computer *target* sarà avviato da disco di avvio. Premere quindi su *Update* e poi sul bottone *Boot disk*. A questo punto sarà richiesto l'inserimento di un disco floppy, che diventerà il nuovo disco di avvio.

È sempre bene controllare che il dischetto inserito non sia protetto da scrittura e soprattutto che non contenga informazioni preziose per l'utente, perché prima di copiare i file di sistema necessari ad *xPC Target*, il dischetto è formattato e ciò comporta la perdita di tutte le informazioni precedentemente salvate su esso.

A.3 Procedura di avvio del Banco Prova

Questa parte dell'appendice ha lo scopo di fornire una procedura chiara ed univoca permettere all'utente di avviare il banco prova.

La procedura è la seguente:

1. Digitare nella Command Window di *Matlab*[™] *fsimUAV* e scegliere, per mezzo dei menù preposti all'uso, le varie opzioni con cui si desidera effettuare la simulazione.
2. Avviare il PC SIM per mezzo dell'apposito disco di avvio.
3. Avviare il PC FMS, che già contiene i file di sistema necessari.
4. Nella Command Window di *Matlab*[™] digitare *xpcsetup*.
5. Quando appare la finestra di Figura A.1 selezionare alla voce *TcpIp Target Address* l'indirizzo di SIM (131.114.31.50) per inviargli il modello “*Simulatore*”, impostare poi la voce *TcpIp Target Driver* su 182559 e *TcpIp Target Bus Type* su PCI. In alternativa caricare il file “*Setup_per_SIM*”.
6. Aprire il modello “*Simulatore*” e nella barra (in alto) del menù, selezionare la voce “*Simulation*”, conseguentemente all'apertura della finestra di dialogo scegliere il pulsante “*Simulation Parameters*” e premere il tasto *Build* per eseguire la compilazione del modello in linguaggio C.
7. Tornare alla Command Window di *Matlab*[™], digitare nuovamente *xpcsetup* ed all'apertura della finestra di dialogo scegliere *TcpIp Target Address* ed impostare l'indirizzo di FMS (131.114.31.47) per consentire l'invio del modello “*FMS*” al *Target*; impostare poi la voce *TcpIp Target Driver* su NE2000 e *TcpIp Target Bus Type* su ISA. In alternativa è possibile caricare il file “*Setup_per_FMS*”.

8. Aprire il modello “*FMS*” e seguire lo stesso procedimento riportato al punto 6.
9. Avviare il calcolatore Instruments e caricare dall’apposita cartella “*UAV*” il file *pannello.vi*.
10. Avviare il computer Maps e caricare dall’apposita cartella “*UAV*” il file *SoloMappa.vi*.
11. Avviare il PC Visual e far eseguire *FSlink*, attendere il caricamento di *Flight Simulator 2002*TM e poi ridurlo ad icona (ALT+TAB).
12. Nella finestra di *FSlink* selezionare la voce *Relative* e poi *Set Origin*.
13. Tornare a *Flight Simulator 2002*TM e selezionare lo scenario di volo (chiamato UAV Pisa2).
14. Avviare la simulazione su FMS secondo la modalità riportata in § A.1.
15. Avviare la simulazione su SIM secondo la modalità riportata in § A.1.
16. Su Instruments avviare la simulazione premendo il tasto “*Run Continuosly*”.
17. Su Maps avviare la simulazione premendo il tasto “*Run Continuosly*”.
18. Su Visual avviare il volo; premere il tasto ALT e dall’opzione “*Viste*” selezionare “*Abitacolo Virtuale*”, dopo di che premere il tasto “y”.
19. Sul PC Joystick avviare il modello “*Joystick*”.

Appendice B

Impostazione della rete locale

Lo scopo di questa appendice è quello di spiegare e mostrare i parametri di impostazione della rete locale dei calcolatori utilizzati dal Banco Prova.

In particolar modo saranno illustrati i valori da inserire nelle apposite celle dedicate dei blocchi di comunicazione dei dati sia da *Simulink*[™] sia da *Labview*[™]. In questo modo sarà quindi possibile effettuare, qualora ce ne fosse la necessità, alcune modifiche al Banco Prova, riuscendo però a mantenere funzionale il Banco stesso.

B.1 La rete locale LAN

Per riuscire a fare una simulazione corretta e scorrevole nella visualizzazione, bisogna che innanzitutto i dati siano corretti e poi che questi dati passino tra i vari calcolatori, coinvolti nel simulatore, in modo continuo. Per la prima condizione è necessario che siano esatte le procedure di calcolo; per la seconda bisogna che siano impostati correttamente i vari indirizzi IP (Internet Protocol) dei computer, negli appositi blocchi di comunicazione, ma devono anche essere assegnate in modo adeguato le porte di comunicazione attraverso le quali sono passati i dati.

Gli indirizzi IP dei calcolatori sono:

Nome Computer	Indirizzo IP
SIM	131.114.31.50
Instruments	131.114.31.49
Visual	131.114.31.48
FMS	131.114.31.47
Joystick	131.114.31.46
Maps	131.114.31.45

Tabella B.1 - Indirizzi IP dei computer del Banco Prova

L'importanza delle porte di comunicazione risiede nel fatto che più computer possono inviare contemporaneamente i dati ad un stesso indirizzo IP e se la porta di comunicazione fosse la stessa si avrebbe un accavallamento dei dati che causerebbe un blocco della simulazione.

I valori delle porte di comunicazione sono stati assegnati così:

Nome Computer	Riceve da	Invia a	Porta di comunicazione
SIM	FMS	FMS	25004
		Visual	25005
		Visual	24000
Instruments	Maps	Maps	25006
		Maps	25010

	FMS		25011
		Joystick	25007
Visual	SIM		24000
FMS	SIM		25005
	Joystick		25009
		Instruments	25011
Joystick	Instruments		25007
	Maps		25008
		FMS	25009
Maps	Instruments		25006
		Instruments	25010
		Joystick	25008

Tabella B.2 - Numeri delle porte di comunicazione tra i computer

Impostando con questi valori le varie porte di comunicazione è assicurata la corretta comunicazione dei dati tra le parti e ciò facilmente riscontrabile avviando una simulazione e controllando che l'icona che indica la comunicazione tra i computer, presente sui computer che lavorano in ambiente Windows, mostra accesi entrambi i monitor; questo indica che il computer invia e riceve continuamente dalla rete.

Appendice C

Il Sottosistema dei Dati Aria

Il fine di questa appendice è quello riuscire a spiegare in modo più specifico ed esauriente, di quanto fatto all'interno del capitolo dedicato, il metodo utilizzato per riuscire a ricavare i dati aria e di come in questo nuovo modello siano stati legati il blocco di calcolo dei dati aria e quello relativo ai sistemi GPS ed INS.

C.1 Le Equazioni dell'Atmosfera Standard

Saranno qui riportate le equazioni che determinano i valori di temperatura, pressione e densità della cosiddetta Atmosfera Standard. Questa è basata sull'assunzione di temperatura al suolo di 278.15 K ed una pressione di 1 atm. La densità come noto è ricavabile attraverso l'equazione di stato dei gas perfetti. L'andamento della temperatura è considerato linearmente decrescente con la quota (-6.5 K ogni 1000 m) fino a quella di tropopausa (considerata essere ad 11000 m), da lì fino a 20000 m la temperatura rimane costante. Siccome la quota operativa massima del velivolo è di 4000 m, l'intervallo di temperature e pressioni sarà quello descritto dalle seguenti equazioni:

$$\begin{cases} T(h) = T_0 - 0.0065h \\ p(h) = p_0 \left(1 - \frac{0.0065h}{T_0} \right)^{\frac{1}{0.0065R}} \\ \rho(h) = \frac{p(h)}{gRT(h)} \end{cases}$$

C.2 Schema dei Dati Aria

L'idea di creare un altimetro alternativo a quello GPS è dovuta alla necessità di ovviare ad eventuali guasti della piattaforma stessa. In quel caso infatti si rende necessario eseguire un atterraggio di emergenza prima di causare danni a cose od al velivolo stesso. Per riuscire ad eseguire un atterraggio che garantisca le migliori condizioni di sicurezza possibili sarà però necessario essere a conoscenza della quota a cui si trova il velivolo. È stato pensato perciò di utilizzare i dati provenienti dal tubo di Pitot, che come è noto permette solamente di ricavare la quota barometrica, derivante dall'atmosfera standard, che generalmente sarà differente dall'altezza rispetto al suolo, che serve per effettuare un atterraggio ottimale. Per ovviare al problema il sottosistema Dati Aria controlla continuamente il buon funzionamento del GPS ed in quel caso aggiorna una cella di memoria, chiamata "*Quota_GPS*" in cui è immagazzinato il valore della quota GPS a cui si trova il velivolo.

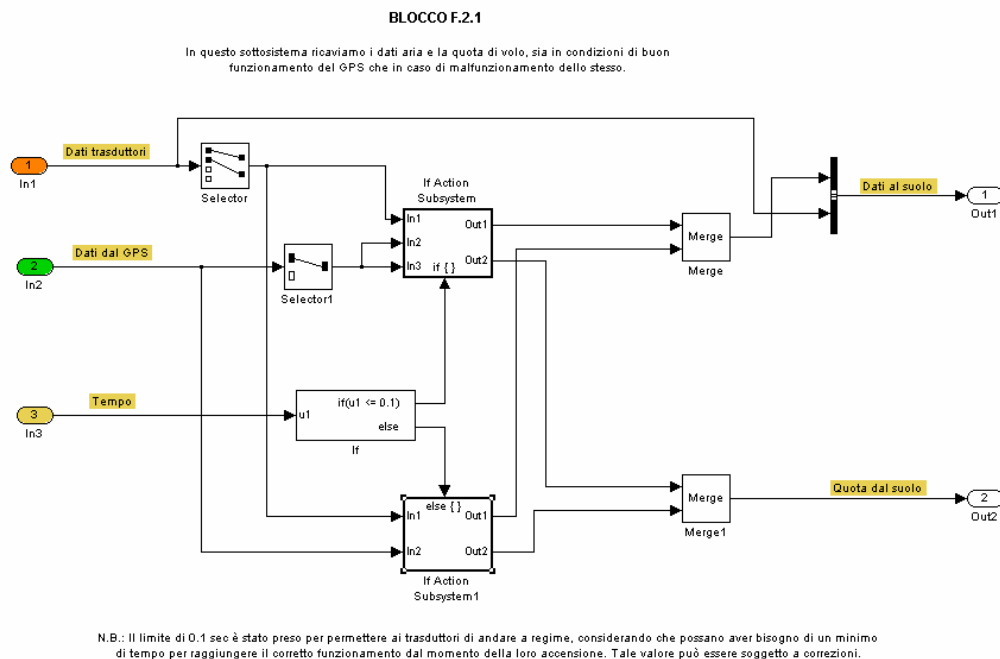


Figura C.1 - Schema dell'altimetro alternativo al GPS

Nel caso in cui poi sia riscontrato un guasto nel GPS, leggendo il valore memorizzato della quota, sono calcolati a ritroso i valori al suolo di temperatura e pressione.

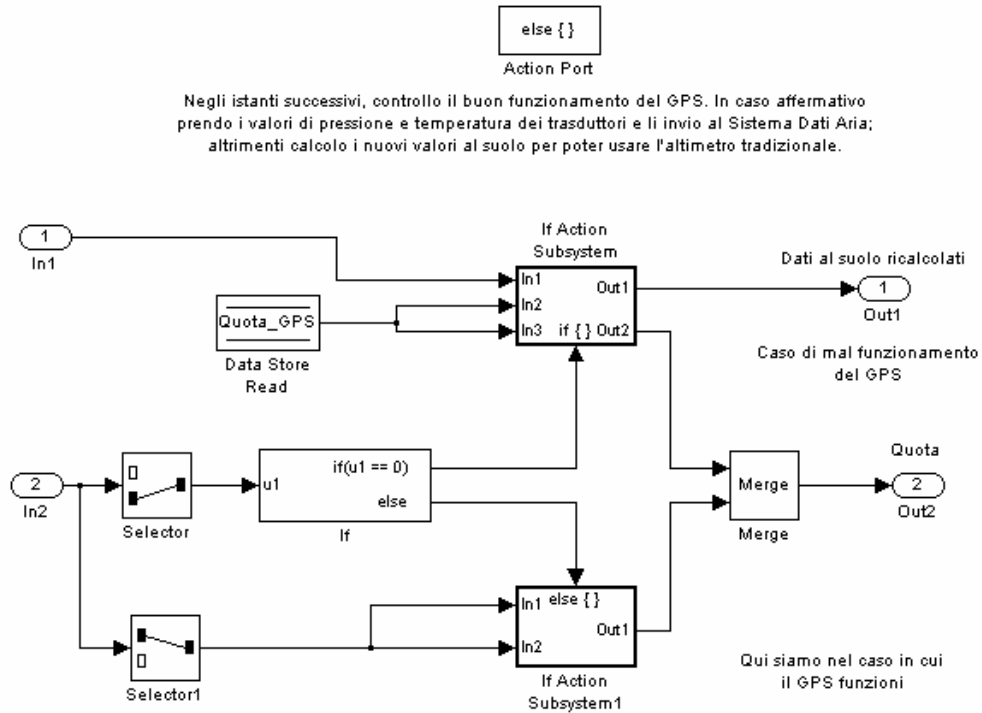


Figura C.2 - Schema decisionale dell'attivazione dell'altimetro alternativo

In questo modo utilizzando le equazioni dell'atmosfera standard sarà possibile ottenere un valore della quota molto simile a quello effettivo.

Appendice D

Il Sottosistema di Gestione dei Guasti

Lo scopo di questa appendice è quello di mostrare le modifiche apportate allo FMS a seguito dell'inserimento del Sottosistema di Gestione dei Guasti. È importante ricordare che questo è solo un primo tentativo di riuscire a gestire l'insorgenza di malfunzionamenti nei vari apparati di attuazione. Questa parte è talmente importante per la sicurezza in volo del velivolo che dovrà essere soggetta ad uno studio più accurato ed approfondito di quello fatto in questo lavoro di tesi.

D.1 Modifiche allo FMS

Il sottosistema dello FMS, che gestisce gli attuatori, è parte integrante del Sottosistema di Controllo del Volo. I compiti di questa nuova parte sono: acquisire i valori di deflessione delle superfici mobili comandati, per mezzo della cloche o dai vari autopiloti, e convertirli in segnali elettrici da inviare agli attuatori tramite la scheda di acquisizione; e controllare la presenza di avarie nei sistemi di attuazione.

Il primo compito è assolto in modo piuttosto semplice per mezzo della funzione di trasferimento propria degli attuatori, che era stata ricavata in [5], con la quale è ricavata la tensione da comandare e poi grazie alle funzioni di *xPC Target* questa è applicata dalla scheda di acquisizione ai capi dei vari attuatori:

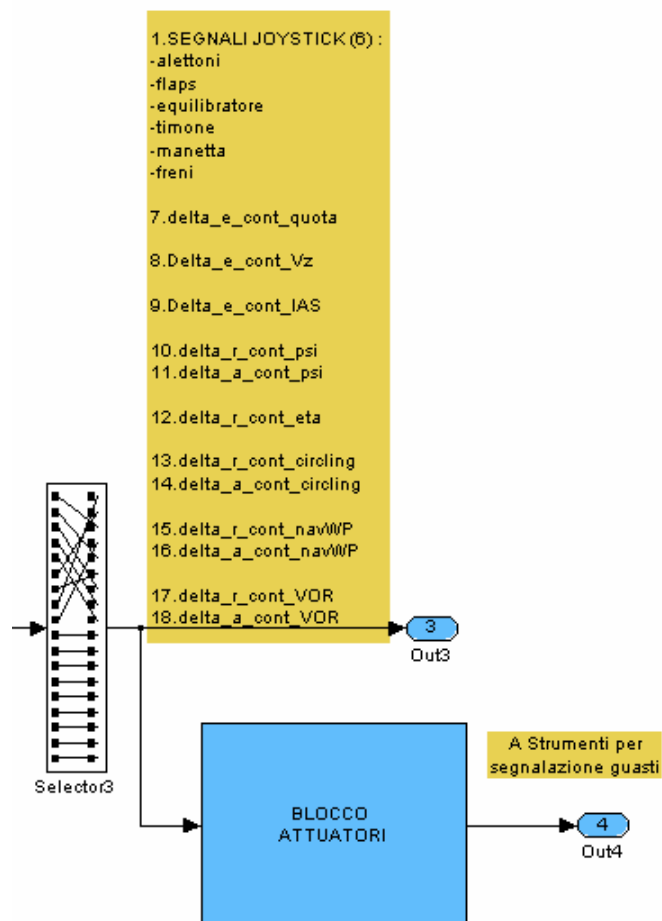


Figura D.1 - Particolare del Blocco di Gestione degli Attuatori

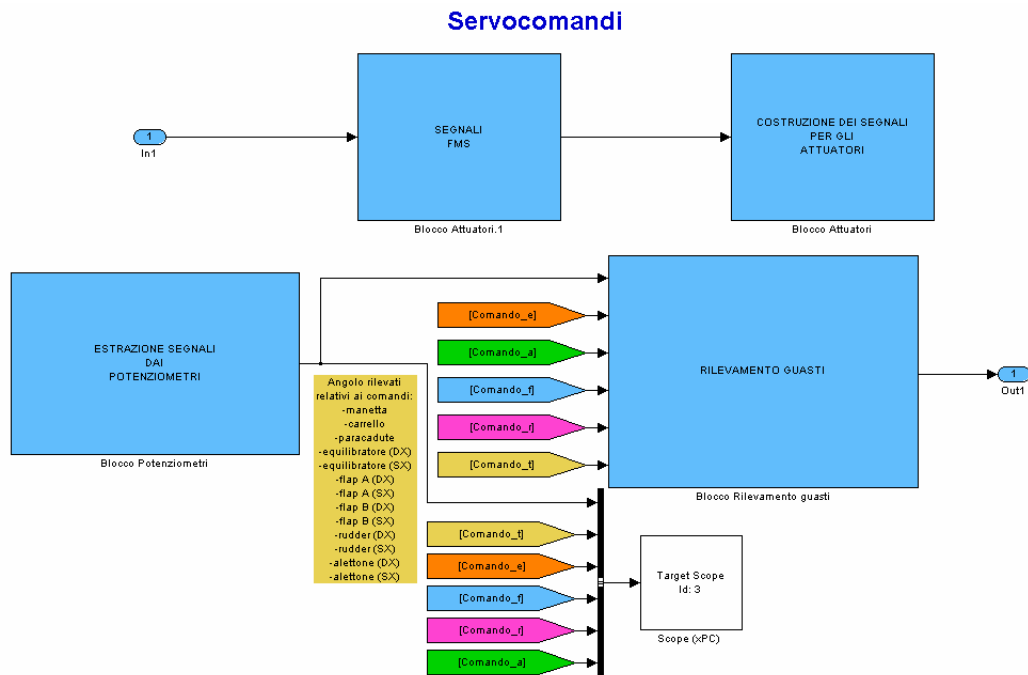


Figura D.2 - Schema del Blocco di Gestione degli Attuatori

La parte di gestione delle avarie invece è un po' più delicata perché allo stato attuale non modifica minimamente il funzionamento dello FMS, sarebbe più corretto chiamarla rilevamento delle avarie, e, come è possibile vedere dallo schema, risulta essere piuttosto separata dal resto del modello in quanto la sua uscita è diretta al Pannello Strumenti; risulterà perciò una semplice segnalazione di guasto. Il criterio decisionale seguito per distinguere le avarie è basato sulle richieste di sicurezza in fase di certificazione. Ogni velivolo infatti dovrebbe essere provvisto di un sistema a quadruplica ridondanza, ma a causa delle ridotte dimensioni non sarà certo possibile averla perciò tre attuatori su quattro sono virtuali. Saranno perciò acquisiti i valori angolari acquisiti dagli attuatori attraverso la lettura dei valori di tensione ai capi dei vari potenziometri e confrontati con quelli che erano stati comandati; quando da questo confronto sarà ottenuto un valore diverso da zero, l'attuatore sarà considerato guasto e quindi segnalato sul Pannello Strumenti.

BLOCCO GUASTI

Si confronta l'angolo dato dal comando con ricavato dalla funzione di trasferimento degli attuatori.
 Se i 4 valori confrontati non sono uguali allora vuol dire che un attuttore è guasto e si va ad individuare quale sia.
 In seguito la presenza di un guasto dovrà essere passata ad un blocco che gestisca i guasti.
 In uscita abbiamo un vettore di 11 elementi, che indicano i vari attuatori, che prende valore 1, visto che solo quello è un attuttore reale, se c'è il guasto o 0 se non c'è.

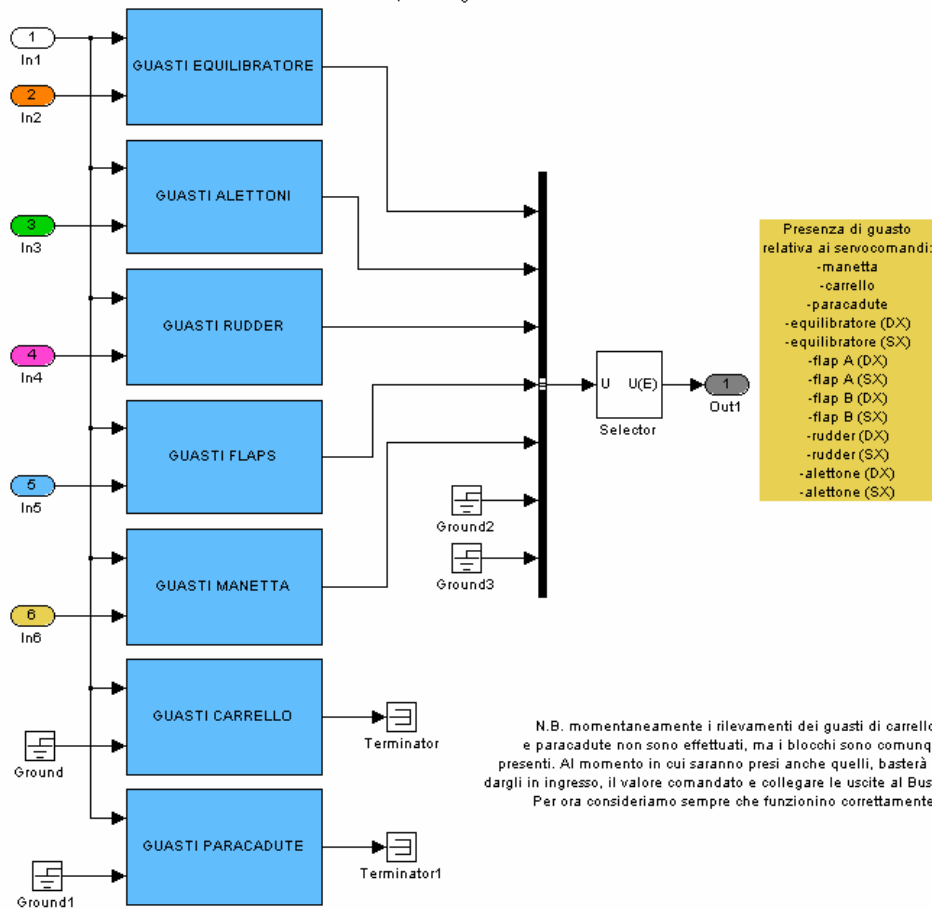


Figura D.3 - Schema del Rilevamento dei Guasti degli Attuatori

Appendice E

Il Sottosistema Autopiloti

L'obiettivo di questa appendice è quello di illustrare brevemente le parti che sono state modificate del sottosistema appartenente allo FMS, a cui spetta la gestione dei diversi autopiloti, che durante i vari lavori precedenti sono stati implementati. In modo particolare sarà posto l'accento sulla riduzione dei dati in ingresso e sulle modifiche apportate al blocco interno che consente al velivolo di dirigersi verso i diversi Waypoint individuati sulla mappa. di volo.

E.1 Lo Schema del Sottosistema Autopiloti

Dalle figure riportate a seguito è possibile notare che conseguentemente all’inserimento delle ultime attrezzature nel velivolo il numero dei dati provenienti dal Simulatore che sono passati al sottosistema Autopilota è notevolmente ridotto.

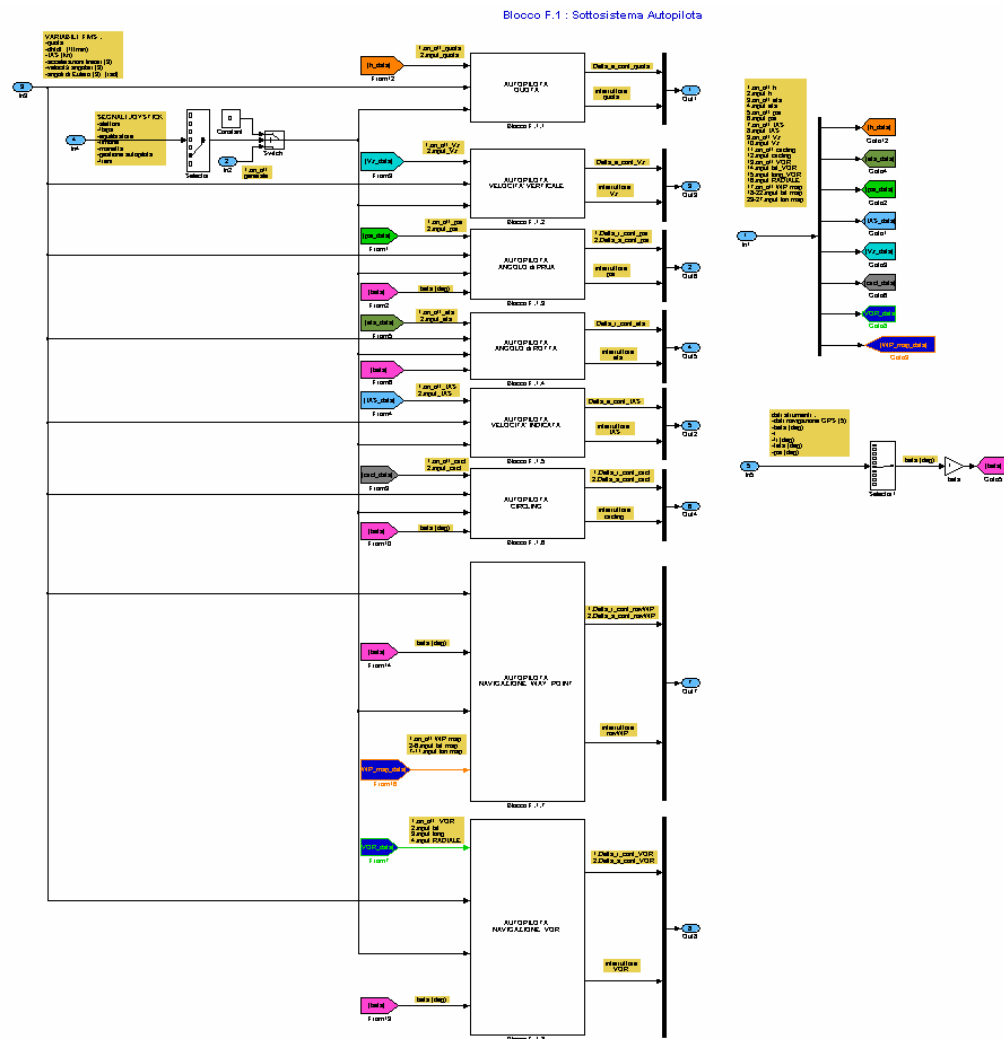


Figura E.1 - Schema generale del Sottosistema Autopiloti

La riduzione dei dati in ingresso può essere più facilmente apprezzata dall'ingrandimento seguente:

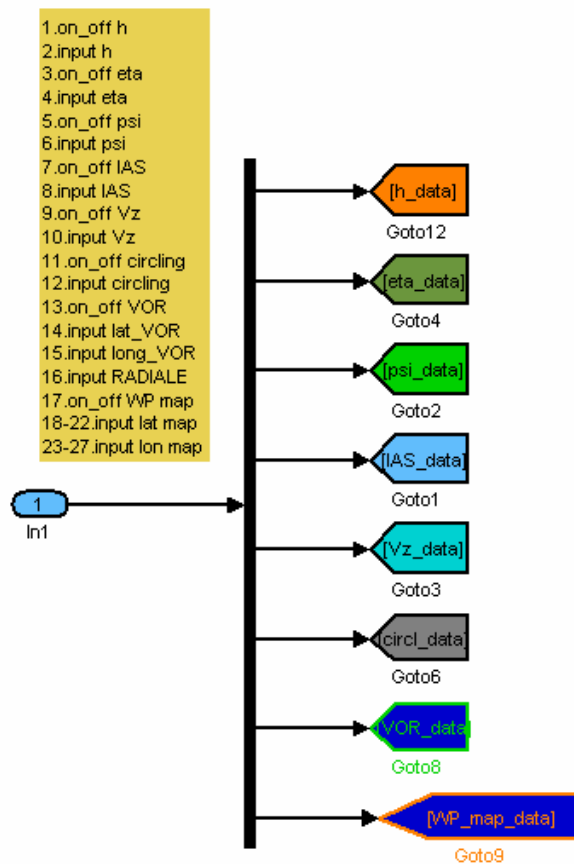


Figura E.2 - Particolare degli ingressi provenienti dalla consolle

Lo schema generale degli autopiloti non è stato variato e quindi per brevità non sarà qui riportato, ma è comunque reperibile in [3].

E.2 La Navigazione a Waypoint

L'unico schema di autopilota che è stato riportato è quello relativo alla navigazione a Waypoint e ciò perché questo ultimo è stato profondamente modificato rispetto alle versioni precedenti. Il motivo è dovuto alla separazione tra Pannello Strumenti e Mappa Interattiva; questa ha comportato la scelta di eliminare la possibilità di inserire uno Waypoint anche dal Pannello Strumenti e perciò ha permesso di semplificare e snellire le operazioni che lo FMS deve eseguire, eliminando una metà di quello che era il modello precedente.

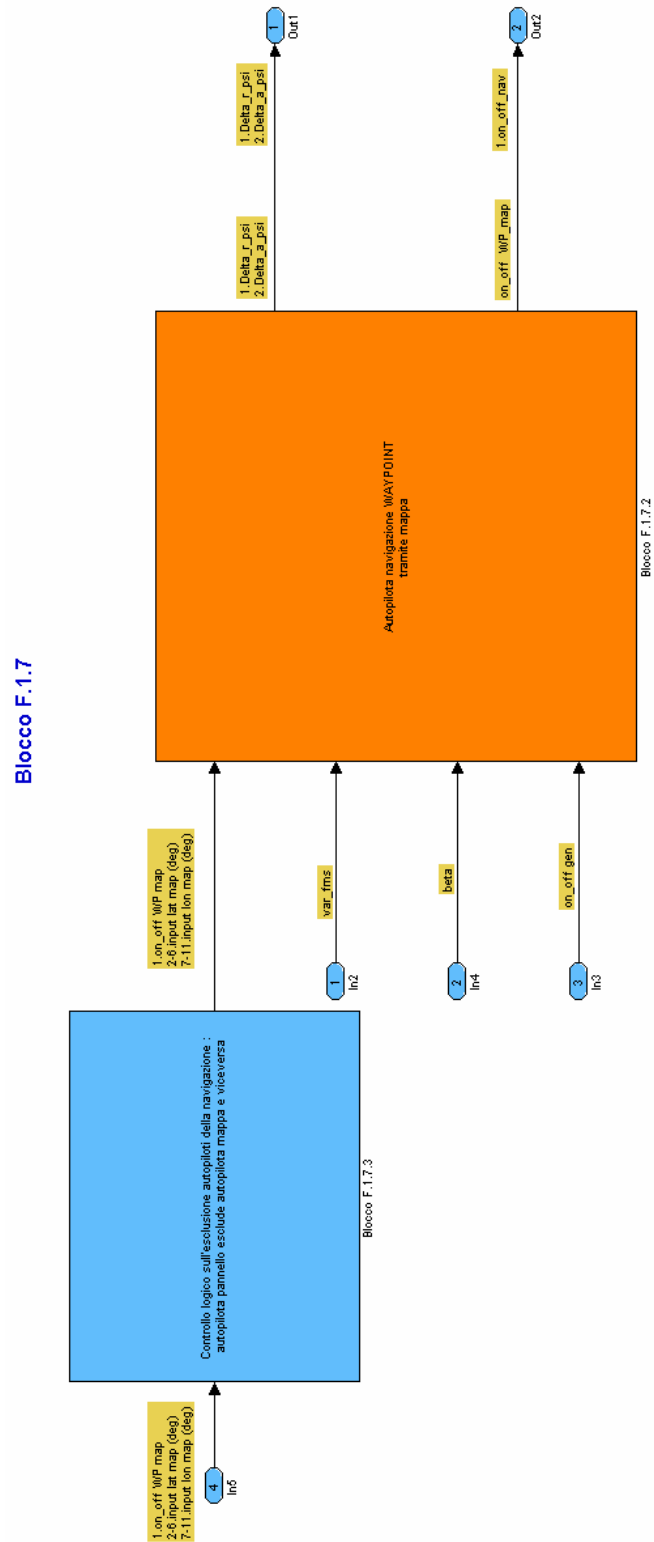


Figura E.3 - Nuovo schema dell'autopilota della Navigazione a Waypoint

Appendice F

Diagramma del Nuovo Pannello Strumenti

In questa appendice sarà solamente riportato il diagramma di Labview che ha generato il nuovo pannello della strumentazione. Questo per poter meglio confrontarlo con quelli precedenti e coglierne le differenze dovute in particolar modo alla divisione effettuata tra strumentazione e mappa interattiva. Ciò ha comportato un notevole snellimento dei due diagrammi ed un alleggerimento delle operazioni che ognuno di essi deve eseguire ad ogni ciclo di simulazione.

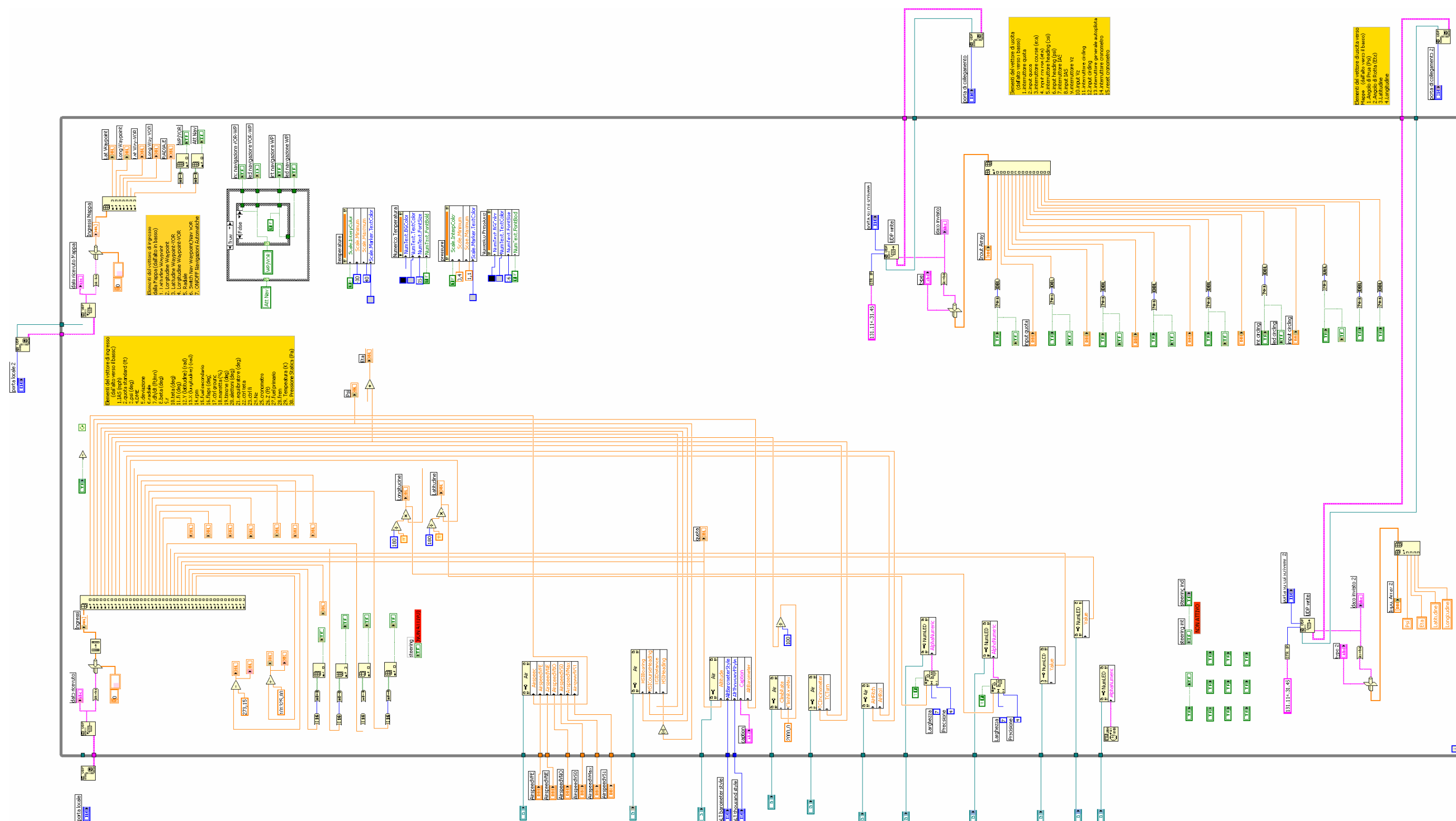


Figura F.1 - Diagramma del Pannello Strumenti

Bibliografia

- [1] Casarosa, C., Galatolo, R., e Mengali, G., Pisani, M., “Progetto SCAUT: Studio di fattibilità”, Atti di dipartimento, Università degli Studi di Pisa, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Via Caruso, Giugno 2001.
- [2] Meliti, F., Nanchi, F., Pascuzzi, P., *Studio di un velivolo non abitato per il controllo automatico del territorio*, Tesi di Laurea, Università degli Studi di Pisa, 1999-2000.
- [3] Samaria, A., Vitali, E., *Sviluppo del Flight Management System per il banco prova di volo di velivoli non abitati*, Tesi di Laurea, Università degli Studi di Pisa, 2002-2003.
- [4] Acerbi, T., Panesi R., *Sviluppo di un banco prova per la simulazione di velivoli non abitati*, Tesi di Laurea, Università degli Studi di Pisa, 2001-2002.
- [5] Del Corso, R., *Messa a punto del banco prova per la simulazione di un velivolo non abitato*, Tesi di Laurea, Università degli Studi di Pisa, 2003-2004.
- [6] Mengali, G., *Elementi di Dinamica del Volo con Matlab*, Edizioni ETS, P.zza Carrara 16-19 (I-56126), 2001.
- [7] Diamond Systems Corporation, *Diamond-MM-32-AT User Manual*, 8430-D Central Ave., Newark, 2003.
- [8] Diamond Systems Corporation, *Quartz-MM User Manual*, 8430-D Central Ave., Newark, 2001.

Elenco delle Figure

<i>FIGURA 2.1 - SCHEMA GENERALE DEL BANCO PROVA</i>	16
<i>FIGURA 2.2 – COMPOSIZIONE DEL RACK DEL BANCO PROVA</i>	17
<i>FIGURA 2.3 - SCHEMA DEL FLUSSO DI DATI NEL BANCO PROVA</i>	18
<i>FIGURA 2.4 - SCHEMA GENERALE DELLA RETE LOCALE DEL BANCO PROVA</i>	19
<i>FIGURA 3.1 - STRUTTURA GENERALE DEL SIMULATORE</i>	25
<i>FIGURA 3.2 - STRUTTURA DEL BLOCCO B</i>	27
<i>FIGURA 3.3 - STRUTTURA DEL BLOCCO C</i>	28
<i>FIGURA 3.4 - SOTTOBLOCCHI DI CALCOLO DEI DATI ATMOSFERICI</i>	29
<i>FIGURA 3.5 - BLOCCO C.9 DI SIMULAZIONE DEL GPS</i>	30
<i>FIGURA 3.6 - BLOCCO D DEL SIMULATORE</i>	31
<i>FIGURA 3.7 - BLOCCO E DEL SIMULATORE</i>	32
<i>FIGURA 3.8 - PRIMO BLOCCO DI SIMULAZIONE DEL GPS</i>	33
<i>FIGURA 3.9 - SCHEMA DI FUNZIONAMENTO DEL BLOCCO C.9</i>	33
<i>FIGURA 3.10 - NUOVO BLOCCO DI SIMULAZIONE DEL GPS</i>	34
<i>FIGURA 3.11 - STRUTTURA DEL BLOCCO C.9</i>	35
<i>FIGURA 3.12 - SCHEMA DEL CALCOLO DELLE COORDINATE GEOGRAFICHE</i>	36
<i>FIGURA 3.13 - ANDAMENTO DEL SEGNALE DI ERRORE</i>	38
<i>FIGURA 3.14 - STRUTTURA FINALE DEL BLOCCO DI SIMULAZIONE DEL GPS</i>	40
<i>FIGURA 3.15 - STRUTTURA INTERNA DEL BLOCCO C.9</i>	41
<i>FIGURA 3.16 - BLOCCO C.9.1</i>	42
<i>FIGURA 3.17 - BLOCCO C.9.2</i>	43
<i>FIGURA 3.18 - BLOCCO C.9.3</i>	44
<i>FIGURA 3.19 - SOTTOBLOCCO C.9.3.1</i>	45
<i>FIGURA 3.20 - BLOCCO D DEL SIMULATORE</i>	47
<i>FIGURA 3.21 - BLOCCO E DEL SIMULATORE</i>	48
<i>FIGURA 3.22 - ANDAMENTO DELLA QUOTA SENZA "SIMULATORE DI PISTA"</i>	54
<i>FIGURA 3.23 - ANDAMENTO DELLA QUOTA CON "SIMULATORE DI PISTA"</i>	55
<i>FIGURA 3.24 - SCHEMA DEL MODELLO SIMULINK "TESTER_CARRELLO"</i>	57
<i>FIGURA 3.25 - ANDAMENTO DI ACCELERAZIONE, VELOCITÀ E QUOTA IN ATTERRAGGIO</i>	58
<i>FIGURA 3.26 - REAZIONE TOTALE DEI CARRELLI IN ATTERRAGGIO SUL CARRELLO PRINCIPALE</i>	58
<i>FIGURA 3.27 - ANDAMENTO DELLE REAZIONI SUI SINGOLI CARRELLI IN ATTERRAGGIO SUL CARRELLO PRINCIPALE</i>	59
<i>FIGURA 3.28 - REAZIONE TOTALE DEI CARRELLI IN CASO DI VELIVOLO ROLLATO</i>	60
<i>FIGURA 3.29 - ANDAMENTO DELLE REAZIONI SU OGNI CARRELLO IN CASO DI VELIVOLO ROLLATO</i>	60
<i>FIGURA 3.30 - ANDAMENTO DELLE REAZIONI SU OGNI CARRELLO IN CASO DI VELIVOLO ROLLATO ED IMBARDATO</i>	61

FIGURA 3.31 - REAZIONI SU OGNI CARRELLO NELLA PROVA CON CONTATTO DI TUTTE LE RUOTE	62
FIGURA 3.32 - INGRANDIMENTO NELL'INTORNO DELL'ISTANTE DI CONTATTO AL SUOLO.....	63
FIGURA 3.33 – VERIFICA DEL BLOCCO DEI CARRELLI SUL SIMULATORE STAND-ALONE.....	64
FIGURA 3.34 - VERIFICA DEL SIMULATORE DI PISTA NEL SIMULATORE STAND-ALONE	64
FIGURA 3.35 - INSERIMENTO DEL BLOCCO SIMULATORE DI PISTA	66
FIGURA 3.36 - INSERIMENTO DEL MODELLO DI GESTIONE DEL CARRELLO ALL'INTERNO DEL SIMULATORE.....	68
FIGURA 3.37 - SUDDIVISIONE DEL MODELLO DEL CARRELLO IN TRE SOTTOBLOCCHI	70
FIGURA 4.1 - SCHEMA DEI COLLEGAMENTI PER LA SCHEDA DIAMOND-MM-32-AT ...	74
FIGURA 4.2 - SCHEMA DEI COLLEGAMENTI PER LA SCHEDA QUARTZ-MM-10	75
FIGURA 4.3 - STRUTTURA GENERALE DEL MODELLO DI FMS.....	77
FIGURA 4.4 - STRUTTURA INTERNA DEL MODELLO DI FMS	78
FIGURA 4.5 - VETTORE DEGLI INGRESSI PROVENIENTI DA JOYSTICK.....	79
FIGURA 4.6 - VETTORE DEGLI INGRESSI PROVENIENTI DAL SIMULATORE	80
FIGURA 4.7 - SOTTOSISTEMI DATI ARIA E NAVIGAZIONE	81
FIGURA 4.8 - SOTTOSISTEMA CONTROLLO DEL VOLO.....	82
FIGURA 4.9 - PARTICOLARE DEL SOTTOSISTEMA AUTOPILOTA	83
FIGURA 4.10 - USCITE DA FMS VERSO IL STRUMENTI.....	84
FIGURA 4.11 - DIAGRAMMA DI FLUSSO DEL SOTTOSISTEMA DATI ARIA	86
FIGURA 4.12 – ANDAMENTO DELL'ERRORE SULLA QUOTA	90
FIGURA 4.13 - ANDAMENTO DELL'ERRORE SULLA QUOTA DOPO L'INSERIMENTO DEL CORRETTORE	91
FIGURA 4.14 - ERRORE SULLA QUOTA ALLA VELOCITÀ DI VOLO DI 5 M/S.....	92
FIGURA 4.15 - ERRORE SULLA QUOTA CON IL NUOVO SISTEMA DATI ARIA	93
FIGURA 4.16 - ERRORE SULLA QUOTA NEI PRIMI 1000 M DI ALTEZZA	94
FIGURA 4.17 - ANDAMENTO GENERALE DELL'ERRORE SULLA QUOTA	95
FIGURA 4.18 – DIFFERENZE TRA QUOTE IN INGRESSO E DI LAVORO.....	96
FIGURA 4.19 - ERRORE SULLA QUOTA DOPO L'ELIMINAZIONE DEL BLOCCO QUOTA2	97
FIGURA 4.20 - SCHEMA DEL PITCH DAMPER.....	98
FIGURA 4.21 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE IN CICLO APERTO.....	99
FIGURA 4.22 - SCHEMA DEL CONTROLLO DELLA VELOCITÀ INDICATA.....	101
FIGURA 4.23 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE PER IL CONTROLLO IN IAS.....	102
FIGURA 4.24 - RISPOSTA DEL VELIVOLO AL GRADINO DI VELOCITÀ.....	103
FIGURA 4.25 - ANGOLI DI DEFLESSIONE DELL'EQUILIBRATORE	103
FIGURA 4.26 - SCHEMA DEL CONTROLLO DELLA VELOCITÀ VERTICALE	105
FIGURA 4.27 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DELL'AUTOPILOTA DI V_z	106

FIGURA 4.28 - RISPOSTA DEL VELIVOLO AL COMANDO A GRADINO DI V_z	107
FIGURA 4.29 - ANGOLI DI DEFLESSIONE DELL'EQUILIBRATORE	107
FIGURA 4.30 - SCHEMA DELLO YAW DAMPER	108
FIGURA 4.31 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DELLO YAW DAMPER	109
FIGURA 4.32 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DEL COORDINATORE DI VIRATA	110
FIGURA 4.33 - SCHEMA DELL'AUTOPILOTA DELL'ANGOLO DI PRUA	111
FIGURA 4.34 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DELL'AUTOPILOTA IN Ψ	112
FIGURA 4.35 - RISPOSTA DEL SISTEMA AL COMANDO A GRADINO IN Ψ	113
FIGURA 4.36 - ANGOLI DI DEFLESSIONE DEL TIMONE E DEGLI ALETONI	113
FIGURA 4.37 - SCHEMA DELL'AUTOPILOTA DELL'ANGOLO DI ROTTA	115
FIGURA 4.38 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DELL'AUTOPILOTA IN H	116
FIGURA 4.39 - RISPOSTA DEL VELIVOLO AL COMANDO A GRADINO DI H	117
FIGURA 4.40 - ANGOLI DI DEFLESSIONE DEL TIMONE	117
FIGURA 4.41 - SCHEMA DELL'AUTOPILOTA DEL CIRCLING	119
FIGURA 4.42 - LUOGO DELLE RADICI E DIAGRAMMA DI BODE DEL CIRCLING	120
FIGURA 4.43 - RISPOSTA DEL VELIVOLO AL COMANDO A GRADINO DI Φ	121
FIGURA 4.44 - ANGOLI DI DEFLESSIONE DEGLI ALETONI	121
FIGURA 5.1 - PANNELLO STRUMENTI	127
FIGURA 6.1 - PANNELLO MAPPA INTERATTIVA	132
FIGURA 7.1 - SCHEMA DEL MODELLO SIMULINK DEL JOYSTICK	138
FIGURA 8.1 - MODELLO DELL'UAV-SCAUT	140
FIGURA 8.2 - ALLOGGIAMENTO DI UN ATTUATORE	141
FIGURA 8.3 - ESEMPIO DI MONTAGGIO DI UN ATTUATORE CON IL RELATIVO POTENZIOMETRO	142
FIGURA 9.1 - FOTO DEL RACK DELL'UAV-SCAUT	144
FIGURA A.1 - FINESTRA DI CONFIGURAZIONE DI XPC TARGET	151
FIGURA A.2 - SCHERMATA DI AVVIO DI UN CALCOLATORE TARGET	152
FIGURA C.1 - SCHEMA DELL'ALTIMETRO ALTERNATIVO AL GPS	162
FIGURA C.2 - SCHEMA DECISIONALE DELL'ATTIVAZIONE DELL'ALTIMETRO ALTERNATIVO	163
FIGURA D.1 - PARTICOLARE DEL BLOCCO DI GESTIONE DEGLI ATTUATORI	165
FIGURA D.2 - SCHEMA DEL BLOCCO DI GESTIONE DEGLI ATTUATORI	166
FIGURA D.3 - SCHEMA DEL RILEVAMENTO DEI GUASTI DEGLI ATTUATORI	167
FIGURA E.1 - SCHEMA GENERALE DEL SOTTOSISTEMA AUTOPILOTI	169
FIGURA E.2 - PARTICOLARE DEGLI INGRESSI PROVENIENTI DALLA CONSOLLE	170
FIGURA E.3 - NUOVO SCHEMA DELL'AUTOPILOTA DELLA NAVIGAZIONE A WAYPOINT	171
FIGURA F.1 - DIAGRAMMA DEL PANNELLO STRUMENTI	173

Elenco delle Tabelle

<i>TABELLA 3.1 - TABELLA DEI DATI DEL RUMORE BIANCO</i>	<i>38</i>
<i>TABELLA 4.1 - SIGNIFICATO DEI NOMI DELLA SCHEDA DIAMOND-MM-32-AT.....</i>	<i>74</i>
<i>TABELLA 4.2 - SIGNIFICATO DEI NOMI PER LA SCHEDA QUARTZ-MM-10</i>	<i>76</i>
<i>TABELLA 4.3 - VALORI DEI POLI DEL PIANO LONGITUDINALE IN CICLO CHIUSO</i>	<i>99</i>
<i>TABELLA 4.4 - POLI, IN CICLO CHIUSO, DEL PIANO LATERO-DIREZIONALE</i>	<i>109</i>
<i>TABELLA 4.5 - VALORI DEI GUADAGNI DEI SISTEMI DI CONTROLLO.....</i>	<i>122</i>
<i>TABELLA 4.6 - POSIZIONE E NUMERO DEGLI ATTUATORI INSTALLATI SULL'UAV</i>	<i>123</i>
<i>TABELLA 4.7 - ESEMPIO DELLA PROCEDURA DI INDIVIDUAZIONE DEI GUASTI</i>	<i>124</i>
<i>TABELLA 7.1 - COMBINAZIONE DEI PULSANTI E DEI COMANDI LORO ASSEGNATI..</i>	<i>139</i>
<i>TABELLA B.1 - INDIRIZZI IP DEI COMPUTER DEL BANCO PROVA.....</i>	<i>158</i>
<i>TABELLA B.2 - NUMERI DELLE PORTE DI COMUNICAZIONE TRA I COMPUTER.....</i>	<i>159</i>